



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

KONCEPČNÍ NÁVRH LETOUNU S ELEKTRICKÝM POHONEM

ELECTRICALLY POWERED PLANE CONCEPTUAL DESIGN

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Igor Ševčík

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Robert Popela, Ph.D.

BRNO 2018

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Igor Ševčík**
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **Ing. Robert Popela, Ph.D.**
Akademický rok: 2017/18

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Koncepční návrh letounu s elektrickým pohonem

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Elektrifikace pohonu je moderním trendem jak dosáhnout maximálně možného snížení vlivu provozu dopravního prostředku na životní prostředí. V nedávné době bylo postaveno množství prototypů alternativně poháněných letounů, nicméně se jednalo ve většině případů o remotorizace existujících typů. Pro tento typ pohonu je proto důležité zpracovat koncepční návrh od počátku vývoje s uvážením všech specifik elektrického pohonu v letecké aplikaci.

Cíle diplomové práce:

V rámci práce má být proveden koncepční návrh letounu s důsledným uvážením specifik elektrického pohonu již v základní fázi návrhu letounu.

Seznam doporučené literatury:

RAYMER, D. P. Aircraft design: a conceptual approach. 5th ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012. ISBN-13: 978-1600869112.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2017/18

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Diplomová práce se zabývá návrhem koncepce nového letounu s elektrickým pohonem dle zadání firmy Evektor, spol. s r.o. V první části jsou podrobněji zpracována statistická data malých letounů s různými typy pohonů a je uvedeno jejich vzájemné srovnání. V následující části se práce soustředí na zadané parametry a požadavky pro návrh letounu. Na předchozí navazuje nejdůležitější část, kterou představuje optimalizace křídla pro použití na letounu a analýza jeho parametrů. Poté je rozebrána problematika předběžného ověření letových výkonů, stejně tak určení návrhových rozměrů letounu a navazující hmotnostní rozbor s uvažováním rozboru rozmístění bateriových článků. V rámci hmotnostního rozboru je uvažováno několik různých typů letové konfigurace. Závěrečná část obsahuje zhodnocení optimalizačního a návrhového procesu.

KLÍČOVÁ SLOVA

Návrh, lehký sportovní letoun, elektrický pohon, optimalizace, křídlo, hmotnostní rozbor, letové výkony

ABSTRACT

The master's thesis deals with conceptual design of a new electrically powered aircraft as assignment for Evektor, s.r.o. company. In the first part of thesis there is more detailed elaboration of small aircraft statistics and their comparison. Thesis then concentrates on assigned parameters and requirements for design. Next section continues with the most important part of thesis, which is optimisation of wing used for aircraft design and also analysis of its characteristics. The problematics of preliminary verification of flight performances as well as aircraft dimension design and follow-up weight analysis with consideration of power cells placement is described thereafter. A few different flight configurations is taken into consideration within weight analysis. Final part contains evaluation of optimisation and design process.

KEY WORDS

Design, light sport aircraft, electrical power unit, optimisation, wing, weight analysis, flight performances

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

ŠEVČÍK, I. Koncepční návrh letounu s elektrickým pohonem. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2018. 79 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Robert Popela, Ph.D..

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci vypracoval samostatně pod vedením Ing. Roberta Popely, Ph.D. s použitím uvedených zdrojů a literatury.

Brno 20. 5. 2018

podpis

PODĚKOVÁNÍ

Touto cestou bych rád poděkoval Ing. Robertu Popelovi, Ph.D. za poskytnutí cenných rad, času a pomoci při tvorbě diplomové práce. Dále Ing. Petru Štěrbovi za možnost konzultací a zprostředkování kontaktu s firmou Evektor, s.r.o. a všem ostatním, kteří mi jakýmkoli způsobem pomohli při tvorbě práce. V neposlední řadě rovněž své rodině a také Bc. Kristýně Grešákové za podporu a motivaci.

OBSAH

ÚVOD.....	14
1 STATISTICKÝ ROZBOR LEHKÝCH LETOUNŮ	15
2 ELEKTRICKÝ POHÁNĚNÉ LETOUNY	19
2.1 Yuneec E430.....	19
2.2 PC-Aero Elektra Two Standard	20
2.3 Evektor SportSTAR EPOS+	21
2.4 Bye Aerospace Sun Flyer	22
2.5 Liaoning Ruixiang RX1E	23
2.6 Pipistrel Alpha Electro.....	24
3 POŽADAVKY ZADAVATELE	25
4 ZÁKLADNÍ NÁVRH LETOUNU	27
4.1 Uspořádání letounu	27
4.2 Motor a vrtule	27
4.3 Baterie.....	29
5 OPTIMALIZACE	34
5.1 Základní problém.....	34
5.2 Volba metody výběru proměnných.....	38
5.3 Vstupní parametry a popis optimalizace.....	39
5.4 Výsledky optimalizačního procesu	45
6 VÝSLEDNÝ NÁVRH	48
6.1 Tvar a parametry křídla.....	48
6.2 Návrh draku letounu	51
7 LETOVÉ VÝKONY NAVRŽENÉHO LETOUNU.....	54
7.1 Minimální potřebný výkon	54
7.2 Dolet a vytrvalost.....	55
7.3 Vzlet.....	58
7.4 Typový let.....	60
8 UMÍSTĚNÍ BATERIOVÝCH BLOKŮ	61
9 HMOTNOSTNÍ ROZBOR LETOUNU	63
ZÁVĚR.....	65
SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY A ZDROJŮ.....	66
SEZNAM TABULEK.....	68
SEZNAM OBRÁZKŮ	69
SEZNAM PŘÍLOH	70
PŘÍLOHA A.....	71
PŘÍLOHA B	75
PŘÍLOHA C	76

ÚVOD

V současné době je velkým trendem v dopravním průmyslu prosazovat nové ekologické postupy a pohony. Z tohoto pohledu se jako nejlepší jeví elektrický pohon. Ve sféře leteckého průmyslu se zmiňovaný trend projevuje čím dál více, a proto ani průmysloví výrobci v České republice jako např. společnost Evektor, pro jejíž zadání byla tato diplomová práce vypracována, nechtějí zůstat pozadu.

Elektrický pohon z hlediska srovnání s běžně používanými typy pohonu pro malá letadla představuje účinnou, čistou, jednodušší a efektivní alternativu a dynamicky se rozvíjející sféra jejich použití v různých oblastech průmyslu je toho důkazem. Samozřejmě vše má i své negativní stránky a elektromotory nejsou výjimkou. Bylo by možné spekulovat o srovnání maximálních výkonů motorů a dalších parametrech, ale jako jednoznačně nejvíce problematické se z hlediska jejich použití jeví elektrické články - baterie, které v současnosti nedosahují takových parametrů, aby mohl být elektrický pohon považován za velmi vážnou konkurenci klasickým pohonům využívajícím spalování pohonných hmot. V budoucnosti, pokud bude vývoj elektrických článků dostatečně rychlý, je ovšem možné předpokládat i skutečné nahrazování klasických pohonů na úkor těch elektrických.

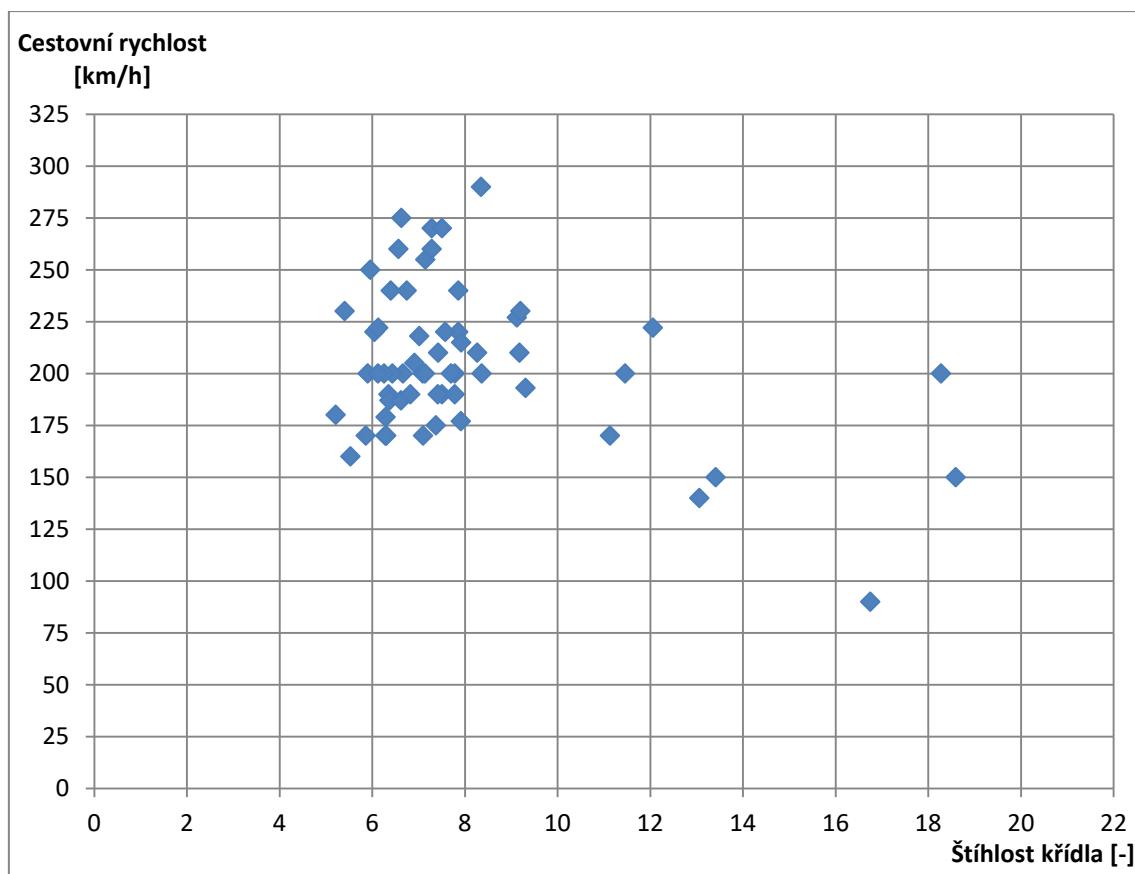
Nyní je však jedno z mála realisticky použitelných řešení elektropohonu právě to pro malá sportovní letadla, která nepotřebují dosahovat špičkových výkonů. Jedná se zatím stále spíše o experimentální a výzkumné, než o reálné komerční využití. Každopádně situace na trhu se může velmi rychle změnit. V současnosti existuje na světě několik společností, například čínský Ehang nebo německé Lilium, snažících se o rozšíření elektricky poháněných létajících zařízení, ve zmiňovaných případech se jedná o letouny se systémem VTOL. Ovšem rovněž velké a světově známé značky jako Airbus se věnují výzkumu a stavbě prototypů od počátku uvažovaných jako elektricky poháněných.

1 STATISTICKÝ ROZBOR LEHKÝCH LETOUNŮ

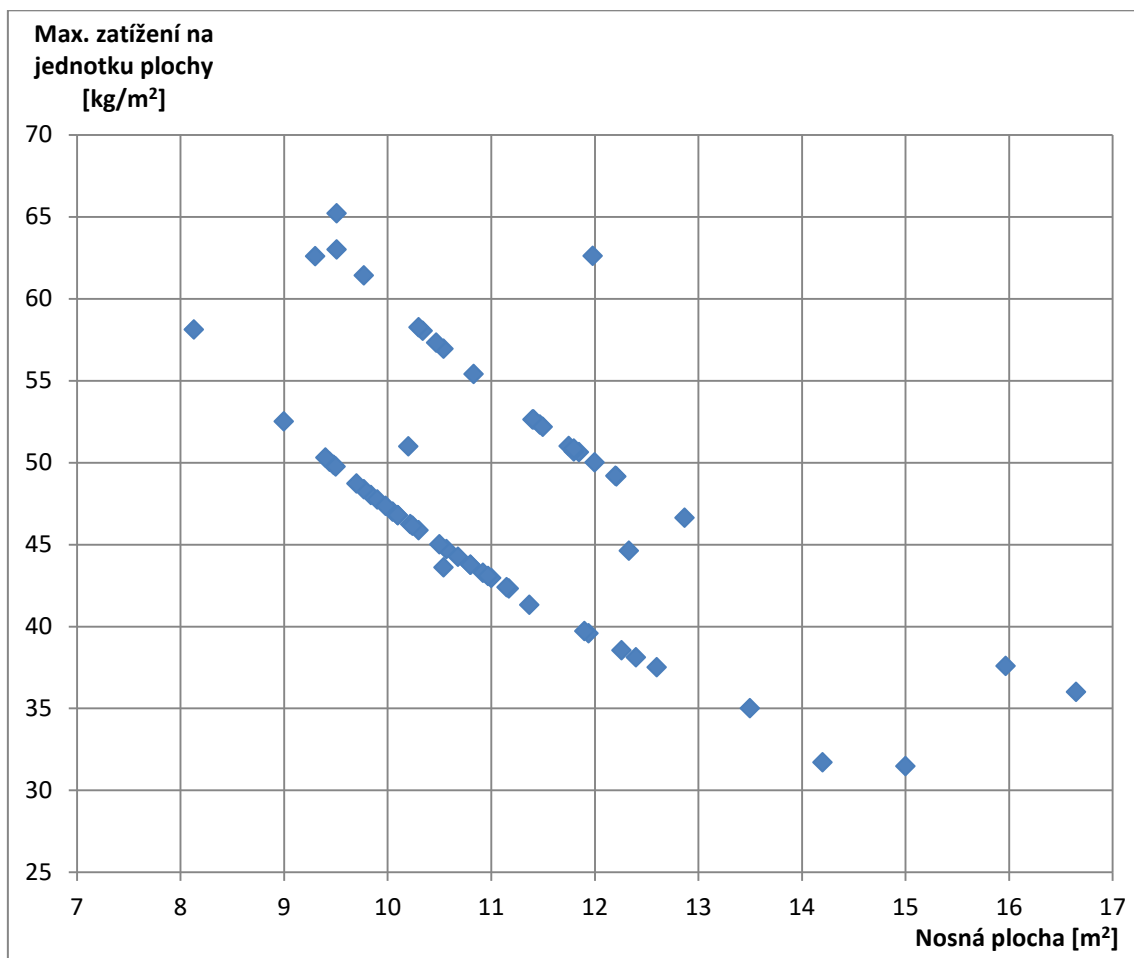
Pro možnost porovnání většího počtu v současnosti používaných sportovních letounů byl použit tabulkový přehled uvedený v časopisu Pilot [1][2], který byl doplněn o data několika elektricky poháněných letounů podobné kategorie, popř. elektrických kluzáků. Rovněž byla zpočátku zvážena myšlenka do přehledu zařadit i velké RC modely, ty však nakonec byly pro nedostatek dat a tím pádem naprosté nemožnosti vzájemného srovnávání vyřazeny. Pro některé letouny rovněž nebyla uvedena kompletní data všech porovnávaných parametrů, tyto pak musely být buď dopočítávány anebo ponechány nevyplněné, protože se je nepodařilo dohledat na webových stránkách výrobce ani jiných.

Ačkoli není velmi vhodné přímo srovnávat všechny výše uvedené kategorie z hlediska odlišných velikostí, letových výkonů a celkové rozdílnosti, přesto jsou uvedeny pospolu z důvodu uvažovaného návrhu kombinujícího některé prvky letounů z více kategorií. Tato úvaha bude podrobněji rozebrána v následujících kapitolách.

Tabulkový přehled poskytuje velké množství dat, která byla použita pro prvotní odhad vhodných parametrů a některých letových vlastností požadovaného letounu. Rovněž bylo možné v některých případech určit do jisté míry vzájemné závislosti některých parametrů. Kompletní tabulka je uvedena v Příloze A. Parametry letounů, které jsou tabulce uvedeny s poznámkou, byly dohledávány na internetu.



Obr. 1.1 Graf závislosti štíhlosti křídla a cestovní rychlosti

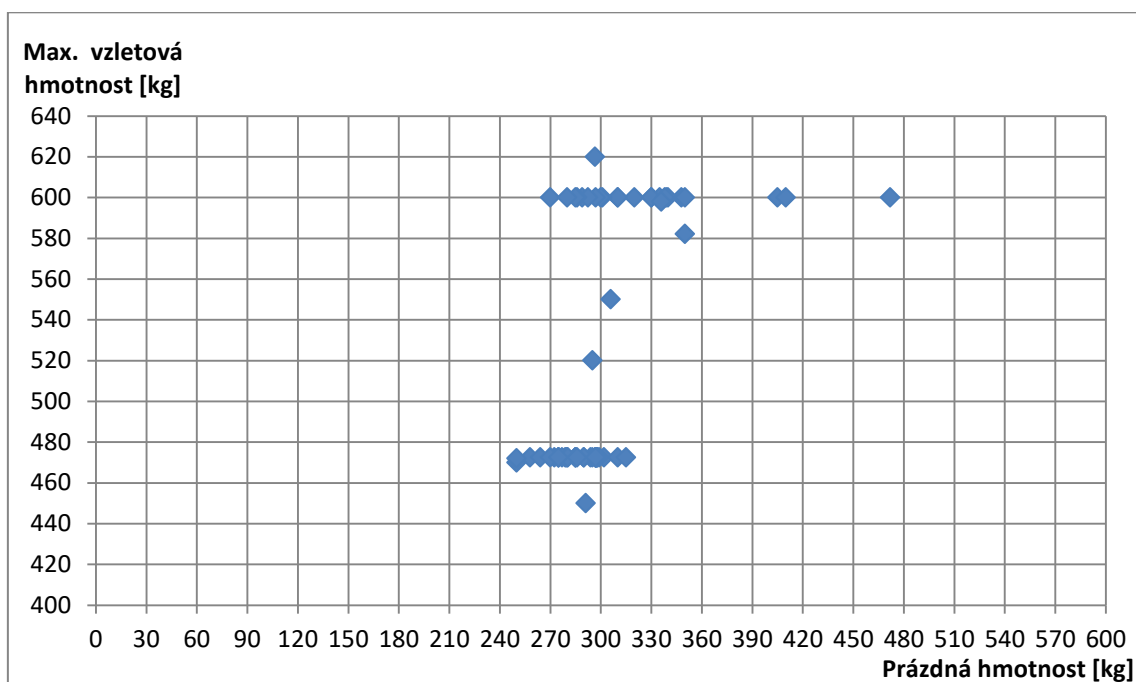


Obr. 1.2 Graf závislosti maximálního zatížení na plochu a nosné plochy

Z grafu na obr. 1.1 je patrné, že většina lehkých sportovních letounů se pohybuje v oblasti štíhlosti křídel od hodnoty okolo 6 po hodnotu 8. Rozsah cestovních rychlostí pro tyto štíhlosti je značný, pohybuje se přibližně od 150 do 280 km/h. Zajímavější je tendence snižujících se cestovních rychlostí pro vyšší štíhlosti křídla. Obdobný grafický výstup poskytovaly i grafy zobrazující závislost maximálních rychlostí a štíhlosti křídla, ale také rychlostí a rozpětí křídla. Je tedy možné vyslovit závěr, že rychlosti letounu nezávisí přímo na ploše křídla, ale na rozpětí a štíhlosti ano.

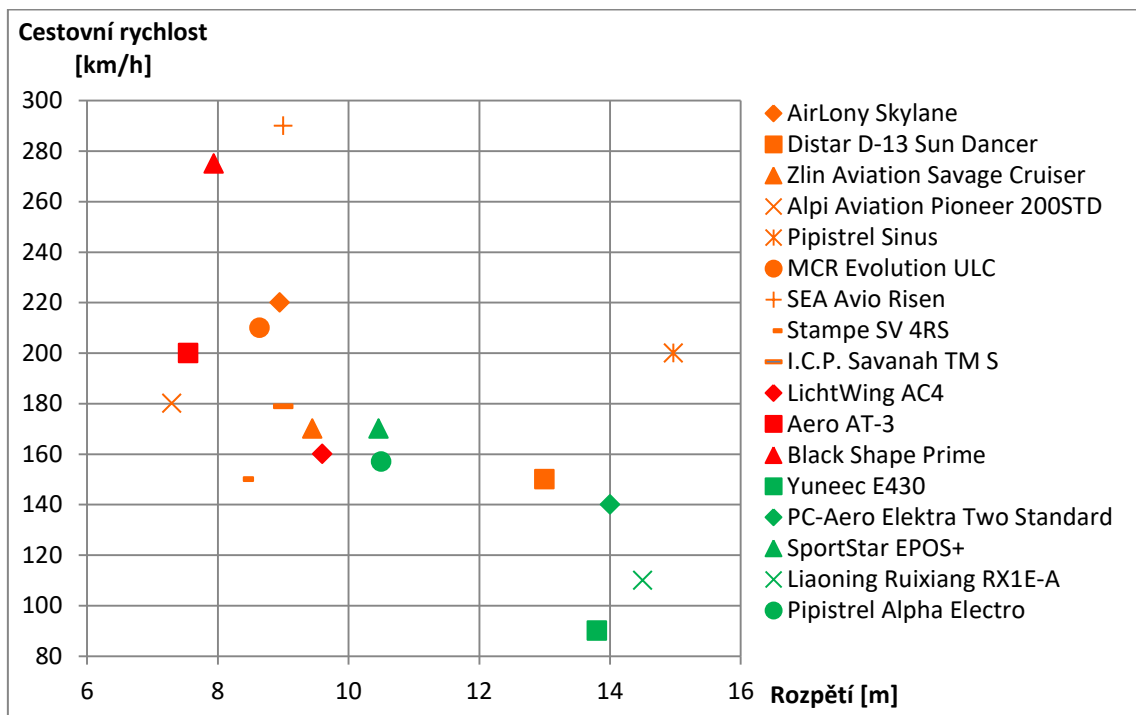
Obr. 1.2 znázorňuje naopak očekávatelný průběh závislosti plošného zatížení a plochy křídla. Je možné rozeznat dvě „křivky“, jednu pro letouny se vzletovou hmotností 472,5 kg a druhou pro letouny se vzletovou hmotností 600 kg. Jakkoli je takový výstup předpokladatelný, je možné si podle něj snadno udělat představu o nutné velikosti nosné plochy, požadujeme-li nepřekročitelnou maximální hodnotu zatížení, pro letoun stavěný dle předpisu, který stanovuje určitou maximální vzletovou hmotnost.

Jedním z dalších poznatků je fakt, že maximální vzletová hmotnost určená předpisem pro daný letoun, nemá jednoznačně dominantní vliv na prázdnou hmotnost letounu. Prázdná hmotnost letounů se z velké části pohybuje v rozmezí 250 až 350 kg a to pro letouny s m_{TOW} 472,5 kg i 600 kg, viz obr. 1.3. Dá se tedy říci, že jedna konstrukce by teoreticky mohla vyhovět více předpisům, minimálně z hlediska prázdných hmotností.

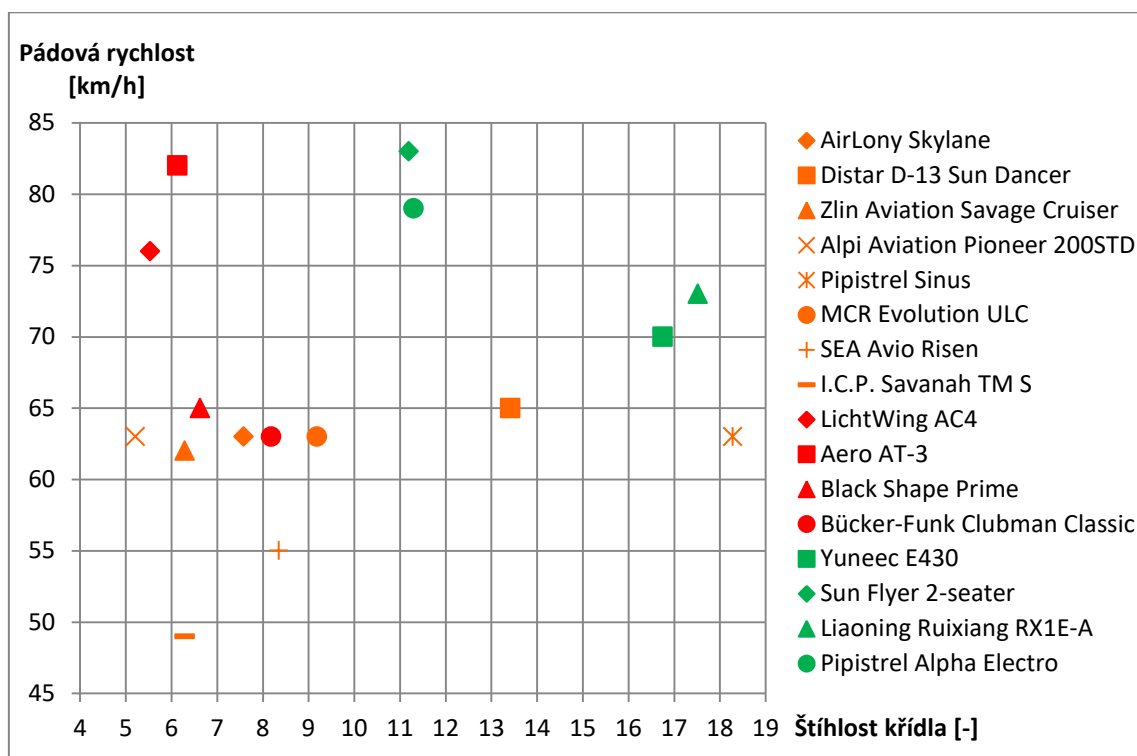


Obr. 1.3 Graf vzájemné závislosti hmotností letounu

Na následujících obrázcích je uvedeno několik grafů, které neslouží k porovnání všech letounů z celkové tabulky, ale pro větší přehlednost byly vybrány pouze letouny dosahující v jednom z parametrů maximální hodnoty ze všech dostupných dat. Tyto byly následně doplněny o data letounů s elektrickým pohonem (nikoli kluzáků). Data jsou barevně rozlišena, zeleně jsou značeny letouny s elektrickým pohonem.



Obr. 1.4 Graf závislosti rozpětí a cestovní rychlosti pro vybrané letouny



Obr. 1.5 Graf závislosti štíhlosti křídla a pádové rychlosti pro vybrané letouny

Z obr. 1.4 a 1.5 je dobře patrné, že letouny s elektrickým pohonem mají většinou zvoleny křídla s velkým rozpětím přesahujícím hodnotu 10 metrů a rovněž s vysokými hodnotami štíhlosti křídla. Dalším rysem jsou poměrně významně nižší cestovní rychlosti těchto letounů a rovněž relativně vysoké hodnoty pádové rychlosti. Zmíněné charakteristiky souvisí se specifickým použitím baterií pro letoun (váha letounu se po celou dobu letu nemění), stejně tak s nutností, zjednodušeně řečeno, spojit křídlo kluzáku s trupem lehkého sportovního letounu. Samozřejmě pokud chce výrobce dosahovat dobrých letových výkonů.

2 ELEKTRICKY POHÁNĚNÉ LETOUNY

V následujících podkapitolách je uvedeno několik příkladů elektricky poháněných letounů různých výrobců, které byly při návrhu uvažovány jako vzorové. Podrobnější data ke všem uvedeným letounům jsou dostupné v Příloze A.

2.1 Yuneec E430

První let tohoto hornoplošníku s rozpětím 13,8 metrů byl proveden 12. 6. 2009 poblíž domovské továrny u Šanghaje v Číně. Je poháněn motorem vlastní výroby o výkonu 40 kW a napájen bateriemi o váze 72 kg, řazenými do šesti kontejnerů. Prázdná hmotnost bez baterií je 178 kg, ve vzletové hmotnosti se údaje z různých zdrojů liší, nicméně se pohybuje kolem 450 kg. Původně se jednalo o velmi slibný projekt, každopádně komerční výrobce roku 2014 ukončil činnost a nyní existuje jen několik prototypů tohoto letounu. [3]



Obr. 2.1 Yuneec E430

2.2 PC-Aero Elektra Two Standard

Dalším zástupcem z kategorie dolnoplošníků je produkt firmy PC-Aero GmbH Elektra Two Standard. Německá firma PC-Aero se sídlem v Nesselwangu se specializuje na vývoj elektricky poháněných letounů, prvním počinem byl letoun Elektra One, který představuje jednomístný dolnoplošník, popř. Elektra One Solar, který měl navíc na křídlech namontovány solární panely. Elektra Two Standard využívá zvětšeného draku jednomístných předchůdců, pro dvoučlennou posádku. Zajímavostí je, že výrobce chce poskytovat dvě verze s rozdílným rozpětím křídel – 14 a 17 metrů. Pro každou verzi pak samozřejmě platí jiné parametry, např. cestovní rychlost je uvedena jako 140, resp. 120 km/h nebo uvedená vytrvalost v rozmezí 5, resp. 8 hodin. Velmi zajímavé jsou rovněž uváděné hmotnosti: prázdná hmotnost 200 kg a vzletová hmotnost pouhých 350 kg s možností použití až 100 kg baterií. [4]



Obr. 2.2 Grafický návrh letounu Elektra Two Standard

2.3 Evektor SportSTAR EPOS+

Tento letoun byl vyvinut a vyráběn společností Evektor s.r.o. se sídlem v Kunovicích (dále v textu jen „zadavatel“). Z praktického hlediska se jedná o upravený drak letounu SportStar s prodlouženými křídly a zástavbou elektrické pohonné jednotky RE X90-7 od firmy Rotex Electric o výkonu 75 kW. Zásobu energie zajišťují dvě dvojice bateriových kontejnerů, při jejichž použití letoun dosahuje vytrvalosti kolem 1 hodiny. Prázdná hmotnost letounu je 285 kg, což je o přibližně 100 kg více než např. u dříve uvedeného Yuneecu E430. Velmi významný rozdíl je rovněž v rozpětí, EPOS+ má rozpětí křídel o rozměru „pouhých“ 10,46 metrů. [5][6]



Obr. 2.3 SportStar EPOS+

2.4 Bye Aerospace Sun Flyer

Americký výrobce Bye Aerospace sídlící v Englewood, Colorado, USA se rozhodl svůj letoun postavit poněkud těžší než ostatní výrobci, vzletová hmotnost je přibližně 750 kg. Může si pak ovšem dovolit použít výkonný motor Emrax 268 o výkonu kolem 80 kW a především počítá nejen s dvoumístnou, ale také čtyřmístnou variantou svého letounu Sun Flyer. Stejně jako v případě letounu Elektra Two se jedná o dolnoplošník s pevným podvozkem a drak letounu nevychází z žádného předchozího modelu. Užitečné zatížení letounu by mělo být 200 kg a dále by měl disponovat tříhodinovou vytrvalostí díky necelým 140 kg baterií. [7][8]



Obr. 2.4 Sun Flyer

2.5 Liaoning Ruixiang RX1E

Další čínský výrobce, Rui-xiang General Aircraft Manufacturing Corporation, zvolil pro svůj letoun hornoplošné uspořádání, stejně jako dříve zmiňovaný Yuneec. Firma vznikla spoluprací několika univerzit a sídlí v Šen-jangu. Poprvé byl letoun představen v roce 2012 a roku 2015 byla zahájena sériová výroba. Verze RX1E-A s prodlouženým doletem vydrží ve vzduchu po dobu kolem 90 minut s uvažovaným platicím zatížením o 160 kg. Jedná se o letoun, který je klasifikován jako LSA, maximální vzletová hmotnost pro verzi RX1E-A je uvedena 600 kg. Pohon zajišťuje elektrický motor slovinského výrobce Sineton A37K154 o výkonu 30 kW. Křídlo letounu má velké rozpětí – 14 metrů. [9][10]



Obr. 2.5 Ruixiang RX1E



Obr. 2.6 Detailní pohled na bok letounu RX1E

2.6 Pipistrel Alpha Electro

Posledním příkladem současných elektrických letounů je Alpha Electro z produkce slovinské firmy Pipistrel Aircraft se sídlem v Ajdovščině. Drak tohoto letounu konstrukčně vychází z modelu Alpha Trainer, jedná se o hornoplošník s rozpětím křídel 10,5 metrů, což je nejméně ze všech uvedených příkladů letounů. Pro pohon využívá 50 kW motor z produkce společnosti Siemens AG. S bateriemi o celkové kapacitě 17 kWh a váze kolem 120 kg dosahuje vytrvalosti přibližně 1 hodinu, s uvažováním rezervy na dalších 30 minut letu. Maximální vzletová hmotnost letounu je 550 kg s maximálním užitečným zatížením o váze 200 kg.[11]



Obr. 2.7 Alpha Electro

3 POŽADAVKY ZADAVATELE

Základním cílem práce a také požadavkem zadavatele bylo zpracování návrhu elektricky poháněného jednoplošníku s uvažováním použití a specifik elektrického pohonu a zdroje elektrické energie.

Letoun byl od počátku uvažován jako dvoumístný kompozitní hornoplošník pro cvičné, vyhlídkové a rekreační létání, stejně jako pro letecké fotografování aj. Hornoplošné uspořádání bylo pro tento účel použito z důvodu dobrého výhledu z kabiny a snadného přístupu ke kabině. Dalším důvodem je lepší stabilita letounu.

Dle požadavků zadavatele se má jednat o lehký sportovní letoun, který by byl schopen vyhovovat požadavkům předpisů pro UL letouny dle následujících předpisů:

Tab. 3.1 Přehled požadavků předpisů

Předpis	m_{TOW}	V_{SO}	V_{S1}
	kg	km/h	km/h
UL-2	450	65,00	78,77
BCAR-S	450	65,00	78,77
LTF-UL	450	65,00	78,77
DS-10141	560	72,00	87,26
CS-LSA	600	83,00	100,59
VLA-ELSA	600	72,00	87,26
F2245-07	600	68,49	83,00

V tabulce jsou uvedeny maximální vzletové hmotnosti a požadavky pro pádové rychlosti. Při uvažování dalších požadavků byla dále zpracovávána pouze verze pro vzletovou hmotnostní kategorii $m_{TOW} = 600$ kg z důvodu dosažení maximálních letových výkonů, např. použitím co největší možné váhy baterií.

Dle prvotních požadavků zadavatele by letoun měl splňovat následující charakteristiky:

- Nízká hlučnost
- Nízká spotřeba energie
- Kapacita pro dva členy posádky a zavazadla
- Nepřerušovaný provoz s krátkými přestávkami
- Možnost konverze pro použití pístového motoru

Jako další požadavek figuruje návrhová cestovní rychlost letounu, kterou zadavatel předběžně stanovil jako vyšší, než 200 km/h. Taková hodnota je, především z hlediska srovnání s ostatními elektrickými letouny, značně optimistická a od počátku nebyla považována za reálně dosažitelnou, především z důvodu značného omezení dalších požadovaných parametrů. Za vhodnou byla považována cestovní rychlost ve stanoveném rozsahu mezi 100 až 200 km/h. Tento rozsah se dále zužoval na základě optimalizačního procesu, který bude popsán v dalších kapitolách.

Vzlet by dle požadavků neměl přesahovat 100 metrů dráhy pro rozjezd. Vzlet je jedním z parametrů závislých na dalších charakteristikách letounu, každopádně tento požadavek je realizovatelný.

Elektrické systémy, především pak pohonná jednotka a baterie, byly rovněž zahrnuty do návrhových požadavků zadavatele. V případě baterií byl požadavek na možnost rychlé výměny, kompatibilitu s různými tvary baterií a poměr hmotnosti článků a jejich energie lepší než 4 kg/kWh. Dalšími předpoklady bylo použití velké vrtule s nízkými otáčkami a absence převodovky. U vrtule se očekává účinnost 90 % pro otáčky pod 2000 ot/min. V případě elektrického pohonu se dle zadavatele použije stejnosměrný motor, který i s uvažováním řídicí a ostatní elektroniky bude dosahovat trvalého výkonu vztaženého k vlastní hmotnosti v hodnotách vyšších než 4 kW/kg.

Volba elektrického motoru a typu baterií jsou náplní následujících kapitol. V tomto případě práce vychází rovněž z použitého pohonu na letounu SportStar EPOS+.

Požadovaná minimální hmotnost letounu dle zadavatele by neměla přesáhnout 240 kg, což je fakt, který v práci zohledněn žádným způsobem není. Nicméně další návrhová hmotnost, konkrétně hmotnost baterií je naopak velmi podstatná. Zadavatel stanovil hmotnost baterií na 180 kg, a protože, jak již bylo zmíněno, byly uvažovány maximální dosažitelné výkony letounu, tato hodnota byla následně uvažována pro výpočty. Užitečné zatížení by mělo být 160 kg pro pasažéry a 20 kg pro zavazadla.

Stanovená operační výška letounu odpovídá plánovanému použití a měla by se pohybovat okolo hodnoty 2000 stop, což je v metrické soustavě výška přibližně 610 metrů.

Vytrvalost a dolet byly v závislosti na rychlosti letu uvažovány následovně. V případě doletu by se pro různé rychlosti letu měla hodnota pohybovat stále kolem 250 km. Pro vytrvalost pak zadavatel uvažoval pro rychlost 210 km/h vytrvalost v délce kolem 1 hodiny a deseti minut, pro rychlost 150 km/h vytrvalost 1,7 hodiny a nakonec pro velmi nízkou rychlost 85 km/h vytrvalost v délce 3 hodin. Všechny tyto časy byly uvažovány bez rezervního paliva. Tyto velmi podstatné požadavky byly uvažovány jako jedny z hlavních optimalizačních parametrů.

4 ZÁKLADNÍ NÁVRH LETOUNU

4.1 Uspořádání letounu

Pro navrhovaný letoun bylo zvoleno následující uspořádání jednotlivých částí:

- Hornoplošník
- Ocasní plochy „tvar T“
- Pevný podvozek letounu s předním kolem
- Dvoumístná kabina se sedadly vedle sebe

4.2 Motor a vrtule

Pro navrhovaný letoun přicházela jako první logická varianta použití stejného motoru jako pro letoun SportStar EPOS+ z důvodu již ověřených provozních vlastností. Nicméně byla provedena statistika za účelem srovnání použitých motorů u jiných letounů a zvážení případných alternativ. Výpočet minimálního potřebného výkonu motoru byl proveden až po optimalizaci křídla.

Ačkoli je na trhu dostupné velké množství různých elektromotorů o různých výkonech, použití do letounu může být problematické z hlediska požadované malé váhy a rovněž malých rozměrů. Z tohoto důvodu někteří výrobci zároveň s vývojem uvažovaného letounu rovněž vyvíjejí elektromotor přímo pro jejich produkt, popř. nový elektromotor vyvíjí výrobce se zkušenostmi v daném oboru na zakázku. Tento postup je samozřejmě možné použít také pro navrhovaný letoun, což je zcela na vůli zadavatele. Pro potřeby dalších výpočtů a zpracování práce však byl vybrán motor z uvedené tabulky.

Tab. 4.1 Přehled porovnávaných elektromotorů – 1. část

Motor	Maximální napětí [V]	Pracovní otáčky [1/min]	Maximální otáčky [1/min]	Trvalý výkon [kW]
REB 90	380	1800-2400		30
Sineton A37K154	350	2000	3600	30
Emrax 228	470	3000-5000	5500	28-42

Tab. 4.2 Přehled porovnávaných elektromotorů – 2. část

Motor	Maximální výkon [kW]	Váha [kg]	Rozměry (průměr/šířka) [mm]	Výkon/váha [kW/kg]
REB 90	80	20	270/212	4
Sineton A37K154	50	17	241/246	2,94
Emrax 228	100	12,5	228/86	8

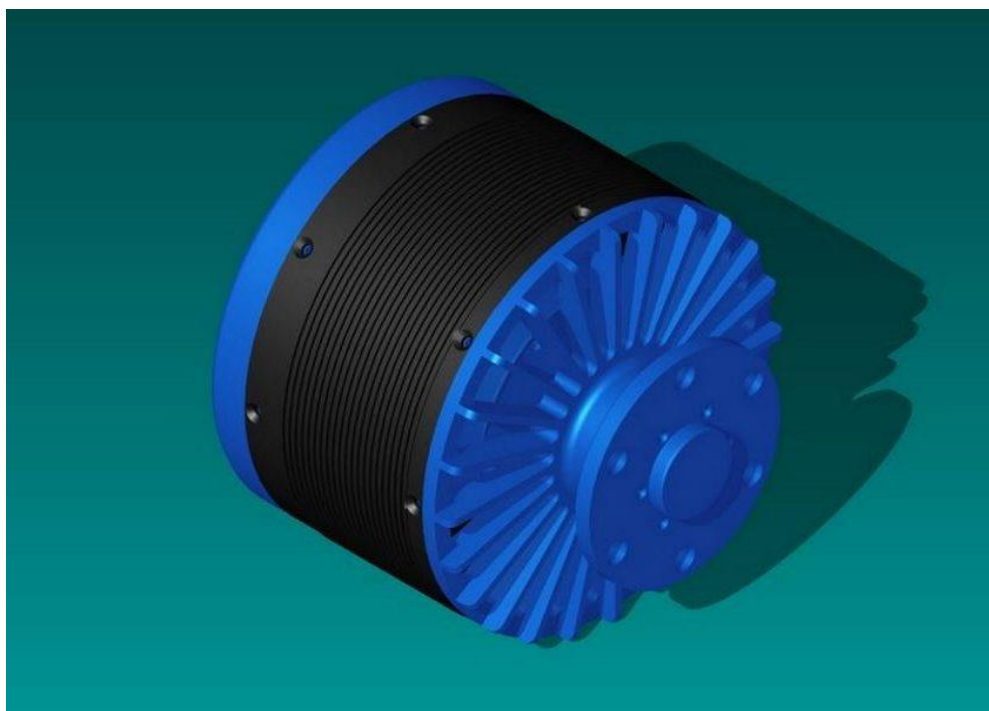
Všechny uvedené motory jsou chlazené vzduchem, v případě motoru firmy Emrax je možné i kapalinové nebo kombinované chlazení. Zdrojem dat pro tabulky byly webové stránky a informační dokumenty výrobců.

Z tab. 4.1 a 4.2 vyplývá několik závěrů. Nejlepších výkonů s ohledem na svou váhu dosahuje motor Emrax 228, který ale pracuje ve vyšších otáčkách, než jaké požadoval zadavatel. Rovněž pracuje s poněkud vyšším napětím, na druhou stranu má nejnižší hmotnost a malé rozměry.

Z hlediska dostupnosti, logistiky, ceny a dalších faktorů, například použití zvolené vrtule, však budou případné výpočty vztahovány k motoru REB 90, který byl ověřen jako dostatečně vhodný pro letoun kategorie LSA.



Obr. 4.1 Motor Emrax 228



Obr. 4.2 Model motoru Rotax REB 90

Vrtule použitá pro letoun bude stejná jako v pro letoun SportStar EPOS+, jedná se o vrtuli V332-3A1 se třemi listy vyrobenými z kompozitu o průměru 1,625 metrů. Výrobce je Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s. Pro potřeby výpočtů v následujících kapitolách byla zjednodušeně uvažována maximální účinnost vrtule 90 %.

4.3 Baterie

Nutným zdrojem elektrické energie musí být akumulátory. Do úvahy při jejich volbě přicházely baterie dvou typů: Li-ion (lithium-ion) a Li-Pol (lithium-polymer). Oba typy mají své výhody a nevýhody. Pro letecké aplikace se více hodí články Li-Pol z důvodu možnosti teoreticky vyšších proudů a napětí, tzn. většího okamžitého výkonu z baterie. Mezi další kladné stránky lithiových článků všeobecně patří např. vysoké hodnoty napětí a nízká hmotnost, což je předurčuje jako preferovaný typ baterie pro letectví.

V následující tabulce jsou uvedeny data různých bateriových článků popř. i celých bateriových sestav. Hodnoty pracovního napětí představují 80 % z maximálních hodnot. Maximální vybíjecí proud byl stanoven jako násobek trvalého vybíjecího proudu, v případě, že byla z katalogu výrobce zjištěna hodnota maximálního proudu pro proudový výboj (hodnota proudu, který může být odebírán pouze po dobu několika sekund, než dojde k přehřátí), tato byla pak náležitě snížena do rozsahu 60 až 80 % ze své maximální hodnoty. Odebíraný proud byl počítán pro trvalý výkon zvoleného motoru o hodnotě 30 kW.

Tab. 4.3 Tabulka přehledu elektrických článků – 1. část

Označení článku/baterie	U _{max} [V]	U _{prac} [V]	C _{max} [Ah]	C _{max} [Wh]	I _{trv} [A]	I _{max} [A]
Samsung ICR 18650-26H	3,7	2,96	2,6	9,62	5	15
US18650VTC6 - Sony	3,6	2,88	3	10,8	3	9
Hyperion-LG335-4200-4S	14,4	11,52	4,2	60,48	147	190
US18650VTC4-CLG	3,6	2,88	2,1	7,56	2	6
Akumulátor Li-pol	3,7	2,96	1	3,7	10	20
GWL/Power Lithium LiFePO4	3,2	2,56	8	25,6	24	30
MJ-828 Li-ion battery	8,4	6,72	4,4	36,96	4	12
Panasonic NCR18650A	3,7	2,96	3,1	11,47		5
Rc Lipo Battery 6S XT60	22,2	17,76	10	222		300
VHO Power Syma X8W	7,4	5,92	2,5	18,5		60
Lipo Syma X5SW	3,7	2,96	1,2	4,44		25
Panasonic UR18650ZTA	3,7	2,96	2,9	10,73	2,9	9
Panasonic NCA103450	3,6	2,88	2,3	8,28	2,3	7
Kokam Ultra High Power Li-Pol	3,7	2,96	40	148	200	350
G3 - LC RAY Li-Pol	11,1	8,88	3,25	36,08		140
Tenergy 11,1V Li-pol battery	11,1	8,88	5	55,5		130
FOXY G2 - LC Li-Pol	14,8	11,84	3,3	48,84		220
G3 - LC RAY Li-Pol	7,4	5,92	3,25	24,05		150
Hyperion G7 Si-G 60Cmax 7S	26,6	21,28	5,2	138,32		220
Kokam SLPB160460330	3,7	2,96	240	888	240	300
Kokam SLPB080085270	3,7	2,96	27	99,9	54	80
Panasonic NCR18650GA	3,6	2,88	3,45	12,42	4	10

Díky výpočtům počtu článků a následně jejich hmotnosti bylo možné ověřit, jaké minimální počty kusů článků stačí pro použití vybraného elektromotoru a jakou by poskytovaly energii.

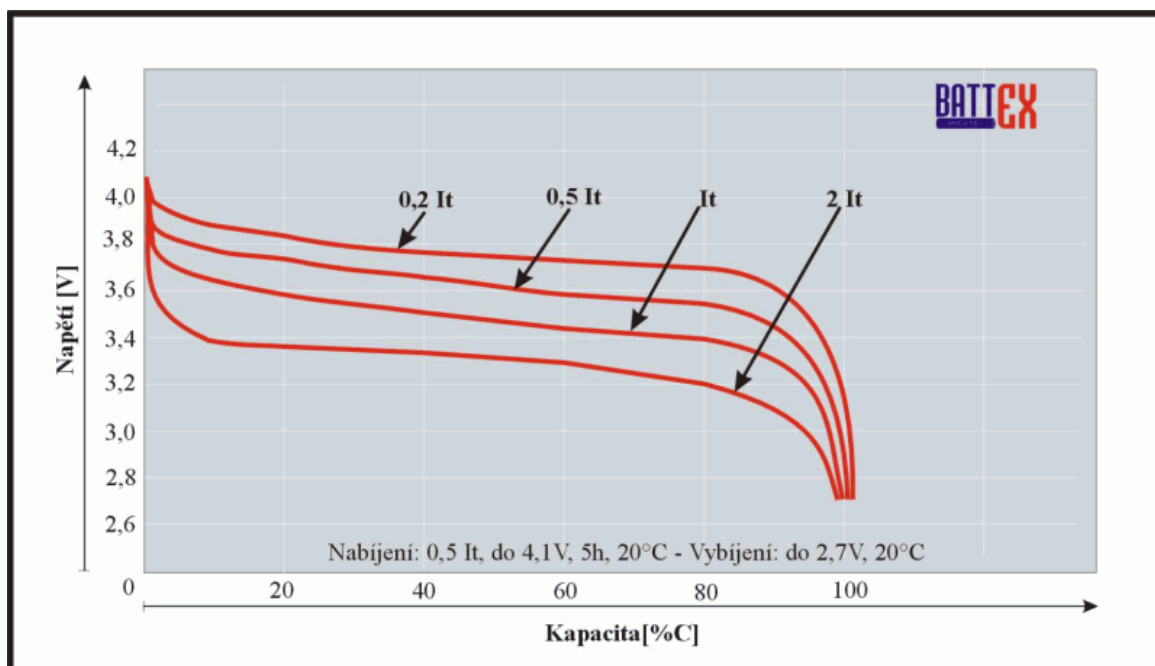
Tab. 4.4 Tabulka přehledu elektrických článků – 2. část

Označení článku/baterie	n_{celk} [1]	m_{kus} [kg]	m_{celk} [kg]	E_{celk} [kWh]	$1/E_{\text{spec}}$ [kg/kWh]	E_{spec} [Wh/kg]
Samsung ICR 18650-26H	676	0,045	30,42	6,50	4,68	214
US18650VTC6 - Sony	1158	0,047	54,43	12,51	4,35	230
Hyperion-LG335-4200-4S	33	0,449	14,82	1,99	7,42	135
US18650VTC4-CLG	1737	0,045	78,17	13,13	5,95	168
Akumulátor Li-pol	507	0,021	10,65	1,88	5,68	176
GWL/Power Lithium LiFePO4	391	0,26	101,66	10,01	10,16	98
MJ-828 Li-ion battery	373	0,33	123,09	13,77	8,93	112
Panasonic NCR18650A	2028	0,06	121,68	23,26	5,23	191
Rc Lipo Battery 6S XT60	22	1,22	26,84	4,88	5,50	182
VHO Power Syma X8W	85	0,115	9,78	1,57	6,22	161
Lipo Syma X5SW	406	0,031	12,59	1,80	6,98	143
Panasonic UR18650ZTA	1127	0,049	55,22	12,09	4,57	219
Panasonic NCA103450	1489	0,038	57,03	12,33	4,63	216
Kokam Ultra High Power Li-Pol	129	1,1	141,9	19,09	7,43	135
G3 - LC RAY Li-Pol	43	0,24	10,32	1,55	6,65	150
Tenergy 11,1V Li-pol battery	43	0,382	16,43	2,39	6,88	145
FOXY G2 - LC Li-Pol	33	0,355	11,72	1,61	7,27	138
G3 - LC RAY Li-Pol	65	0,168	10,92	1,56	6,99	143
Hyperion G7 Si-G 60Cmax 7S	18	0,792	14,26	2,49	5,73	175
Kokam SLPB160460330	129	5	645	114,55	5,63	178
Kokam SLPB080085270	129	0,385	49,67	12,89	3,85	260
Panasonic NCR18650GA	1042	0,048	50,02	12,94	3,86	259

Je zjevné, že by mohlo být vybráno hned několik různých typů článků od různých výrobců. Pro potřeby této práce byl nakonec zvolen článek Kokam SLPB080085270, v tabulce 4.3 a 4.4 je označen zeleně. Důvodem volby tohoto článku je vysoká hodnota specifické energie a rovněž dobré zkušenosti zadavatele s produkty firmy Kokam. Zvolené články jsou dle katalogu výrobce určeny pro UAV a bezpilotní letouny, nicméně o jejich vhodnosti napovídá právě vysoká energetická hustota E_{spec} .

Parametry článků byly dohledány jako informace od výrobců nebo dopočítávány. Uvažování pracovních hodnot akumulátorů bylo použito s ohledem na znalost přibližných průběhů vybíjecích křivek lithiových akumulátorů. Při vybíjení totiž zároveň s velikostí zbývajících energie trochu klesá i napětí v článcích, tento jev je také závislý na velikosti vybíjecího proudu, viz obr. 4.1.

Nicméně pracovní hodnoty napětí a kapacity byly použity pouze při počítání nutných počtů článků pro zajištění potřeby motoru. V případě energetické kapacity baterií byly použity maximální hodnoty deklarované výrobcem z toho důvodu, že se tímto způsobem daly zjistit teoretické maximální hodnoty dosahovaných letových výkonů. Přitom ovšem nebyla uvažována rezerva energie a také skutečnost, že by se baterie neměly zcela vybíjet. Pravidelné úplné vybíjení baterií vede k významnému snižování jejich životnosti. Část nevyužitá energie, která by tedy běžně měla v bateriích zůstat, se dá uvažovat jako rezerva pro letoun.



Obr. 4.3 Vybíjecí charakteristiky dle závislosti na vybíjecím proudu dle firmy Battex

Pro známé hodnoty pracovního napětí a proudu u zvolených motorů bylo možné dopočítat počet potřebných kusů baterií nebo článků pro zajištění požadovaných výkonů. Pro zvolený motor byl počet potřebných článků n stanoven takto:

$$n_{celk} = \frac{U_{motor}}{U_{prac}} \times \frac{I_{motor}}{I_{max}} \quad (4.1)$$

Do rovnice (4.1) vstupují parametry motoru a baterií, jejichž hodnoty je možné nalézt v tabulkách 4.1 až 4.4. Proud motoru I_{motor} byl dopočítán ze závislosti:

$$I_{motor} = \frac{P_{trv}}{U_{motor}} \quad (4.2)$$

Proud I_{motor} tedy představuje hodnotu uvažovanou pro trvalý výkon motoru. Celkový počet článků n_{celk} byl poté určen jako součet všech dílčích počtů n . Z těchto čísel bylo možné následně určit celkovou minimální hmotnost potřebných článků pro provoz motorů a rovněž jejich celkovou energii, vypočítanou dle následujícího vztahu:

$$E_{celk} = n_{celk} C_{max} U_{max} \quad (4.3)$$

Pro zjištění energetické zásoby při uvažování požadované maximální hmotnosti baterií m_{bat} 180 kg pak byl použit vztah:

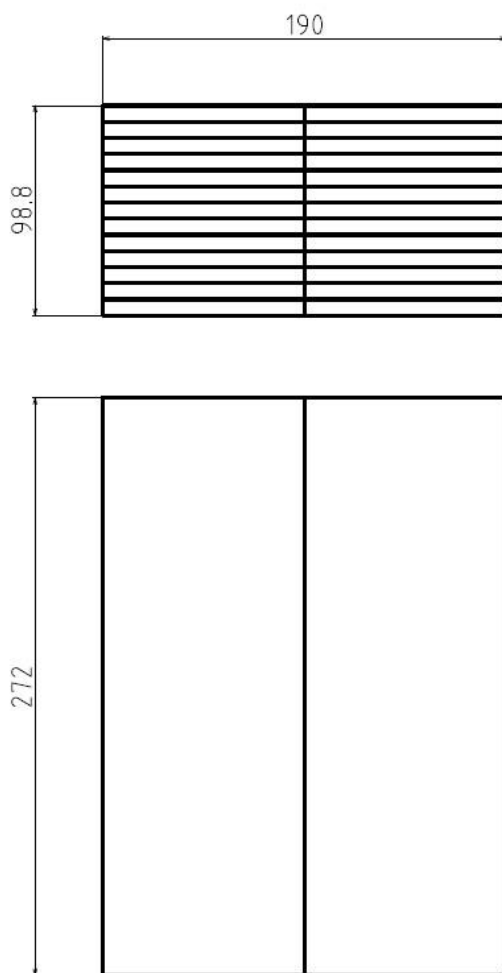
$$E_{max} = \frac{m_{bat}}{m_{celk}} E_{celk} \quad (4.4)$$

Jako výsledná energie 180 kg baterií, což představuje počet 468 kusů článků, pak vychází 46,7 kWh. S touto hodnotou bude pracováno ve výpočtech letových výkonů v dalších kapitolách.

Je samozřejmé, že blok baterií nemůže být složen z celých téměř 500 článků naráz. Za účelem možnosti lepšího umístění a uspořádání energetické zásoby je uvažováno použití bateriových kontejnerů o váze přibližně 10 kg. Každý kontejner se bude skládat z 26 článků a bude mít při plném nabití energii asi 2,6 kWh. Váha kontejneru byla zvolena s ohledem na snadnou a bezpečnou manipulaci, kterou by mohla provádět jedna osoba. Uspořádání článků v kontejneru bude ve formě dva sloupce po třinácti kusech.

Minimální množství baterií by mělo být alespoň 70 až 80 kg, pro zajištění bezpečného provozu motoru. Pro reálné použití letounu s ohledem na letové výkony by proto bylo možné uvažovat dvě nebo i více variant hmotnosti baterií – např. 80 a 180 kg.

Je otázka, jaká bude ve výsledku zvolena metoda nabíjení nebo rychlé výměny článků. Nicméně v případě samostatných bateriových kontejnerů se neuvažuje systém chlazení pro každý kontejner zvlášť. Baterie bude zcela určitě nutné při provozu chladit. Jednou z možných variant řešení by byl zabudovaný systém zásuvných modulů, do kterých se budou kontejnery vkládat a zajišťovat. Součástí takového systému by mohla být i chladicí část.



Obr. 4.4 Návrh bateriového kontejneru z jednotlivých článků



Obr. 4.5 Obrázek zvoleného článku Kokam Ultra High Energy NMC

V práci není řešena otázka řídicí jednotky a dalších elektronických systémů řízení a regulace. Předpokládá se použití pravděpodobně stejné řídicí jednotky jako v případě letounu SportStar EPOS+. Jedná se o výrobek firmy MGM Compro s označením HBC400400, který umožňuje napájení motoru maximálním trvalým proudem o velikosti až 300 A, což je dostatečná hodnota. Další elektronické systémy, např. pro monitorování stavu baterií, by rovněž mohla dodávat jmenovaná firma.

5 OPTIMALIZACE

5.1 Základní problém

Stěžejní částí práce je optimalizační část z důvodu snahy o dosažení výkonů požadovaných zadavatelem. Rovněž také za účelem zjištění parametrů a rozměrů, díky kterým by tohoto optima mohlo být dosaženo. Mezi klíčové vstupní parametry patří rozpětí křídla, plocha křídla a cestovní rychlost letounu. Cestovní rychlost zároveň představuje i výstupní parametr a současně vstupuje také do výpočtů dalších výstupních parametrů. Výstupní parametry jsou dolet, vytrvalost a délka rozjezdu, respektive vzletu do výšky 15 metrů dle předpisů.

Před vlastním optimalizačním procesem byly prováděny výpočty závislostí doletů a vytrvalostí na jiných volených charakteristikách letounu, především na váze baterií. Snahou bylo zjištění vzájemných závislostí a následná možnost zvolení oblasti hodnot, ve které se chce zadavatel pohybovat.

Tab. 5.1 Vstupní parametry použité pro výpočty referenčních hodnot

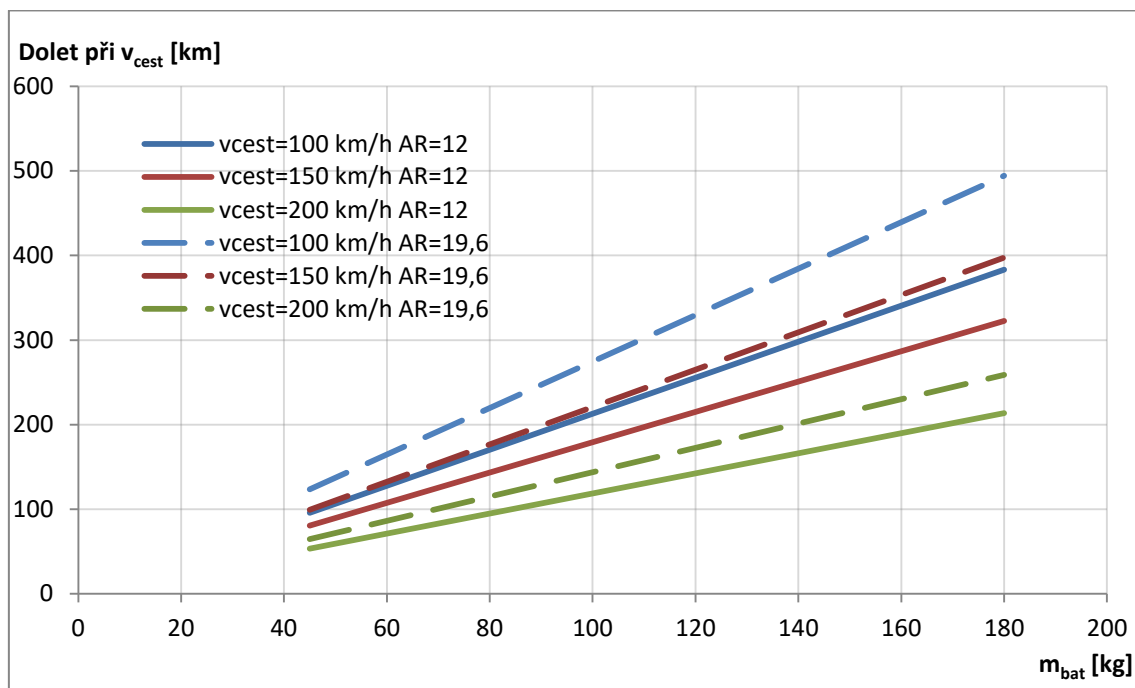
Označení	Hodnota	Jednotka	Popis
m_{TOW}	600	kg	maximální vzletová hmotnost
P_{max}	80	kW	maximální výkon motoru
$\eta_{vrt,max}$	0,9	-	maximální účinnost vrtule
$\eta_{elektro}$	0,96	-	účinnost elektrických systémů
h_{oper}	609,6	m	operační výška
P_{trv}	30	kW	trvalý výkon motoru
$m_{prázdná}$	240	kg	návrhová prázdná hmotnost letounu
e	0,9	-	Oswaldův koeficient aerodynamické účinnosti
$m_{baterie}$	180	kg	maximální hmotnost baterií
g	9,81	m/s ²	tíhové zrychlení
c_{D0}	0,025	-	návrhový součinitel nulového odporu

V tabulce jsou uvedeny vstupní parametry pro výpočty, které byly zadány, popř. jejich hodnota byla rámcově odhadnuta s použitím literatury. [12] Pro počáteční součinitel nulového odporu c_{D0} byla použita hodnota 0,025 a pro Oswaldův koeficient aerodynamické účinnosti letadla e hodnota 0,9. Součinitel c_{D0} byl použit jako obecná návrhová hodnota bez uvažování volby profilu. Výpočty v optimalizačním procesu však již probíhaly s uvažováním různých profilů, jak je uvedeno v kapitole 5.3. Pro výpočty byly použity mnohé základní vztahy uvedené v literatuře, např. výpočet součinitele vztlaku z rovnice rovnovážného letu aj. [13]

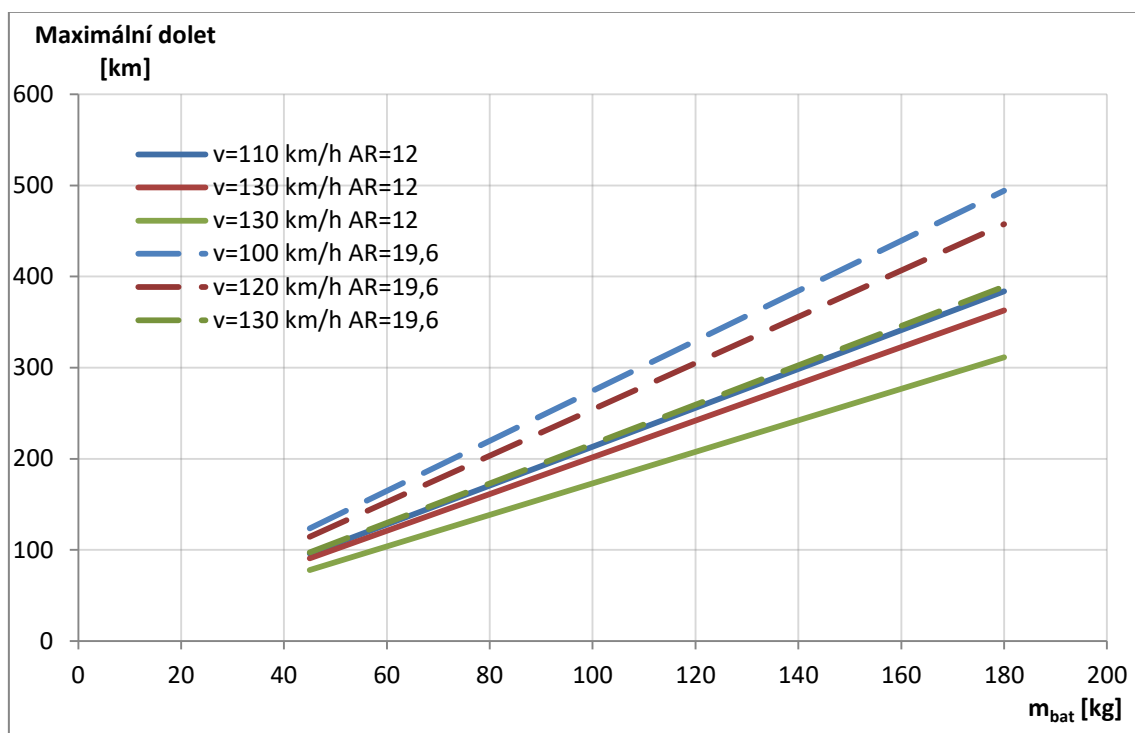
Pro výpočet doletu a vytrvalosti musely být použity výpočtové vztahy, které uvažují specifika elektrického pohonu jako například neměnnou hmotnost letounu. Všechny výpočtové rovnice pro tyto vztahy jsou uvedeny v kapitole 7.

Nejprve bylo počítáno mnoho různých variant křídla především z hlediska různých ploch a štíhlostí a rovněž byly uvažovány cestovní rychlosti v rozsahu vysoko nad 200 km/h. Výpočty však dokázaly, že takto vysoké cestovní rychlosti by pro letoun znamenaly naprosto minimální dolet a vytrvalost. Významnou roli hraje rovněž štíhlost křídla, pro dolet platí, že čím větší štíhlost, tím lepší. Bylo by ovšem chybou nerespektovat i jiné letové výkony letounu, jako např. délka vzletu, které naopak rostou při větší ploše křídla. Za účelem zjištění optimální kombinace vstupních parametrů a zajištění dobrých letových výkonů bylo proto přistoupeno k optimalizačnímu procesu, popsáném v dalších kapitolách.

V grafech na obr. 5.1 až 5.6 jsou zobrazeny některé ze závislostí pro různé kombinace návrhových cestovních rychlostí a štíhlostí křídla letounu. Tyto sloužily k dalšímu upřesnění rozsahu vstupních parametrů pro následný optimalizační proces.

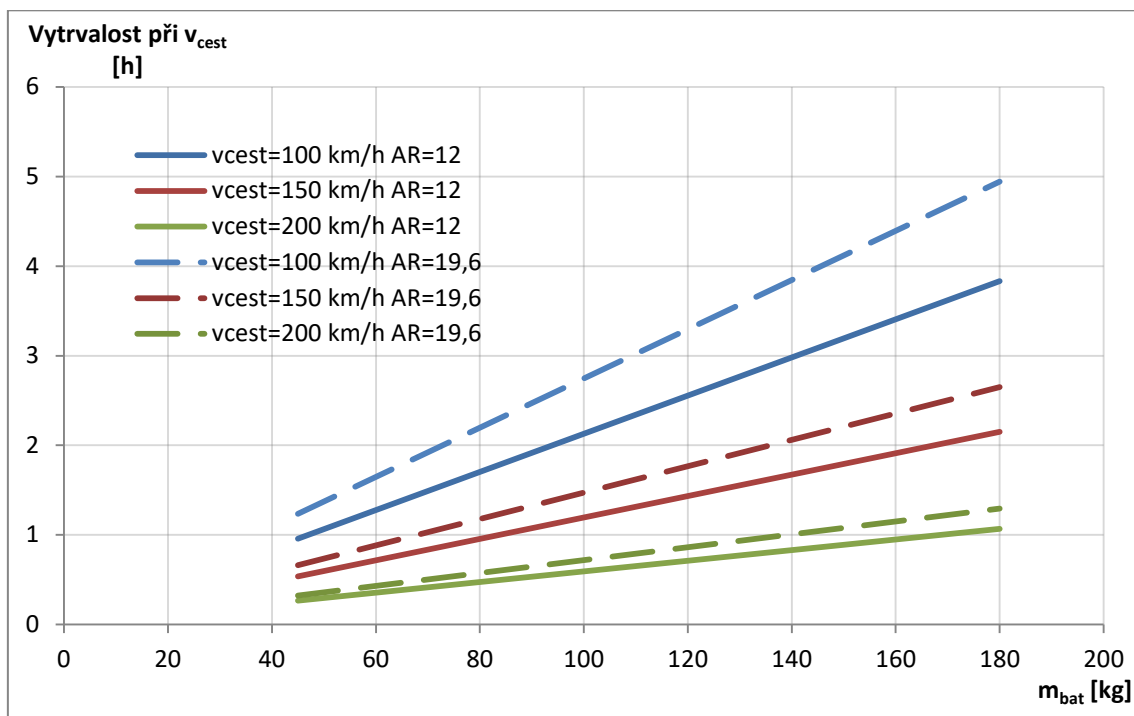


Obr. 5.1 Graf závislosti doletu a váhy baterií (při dané cestovní rychlosti)

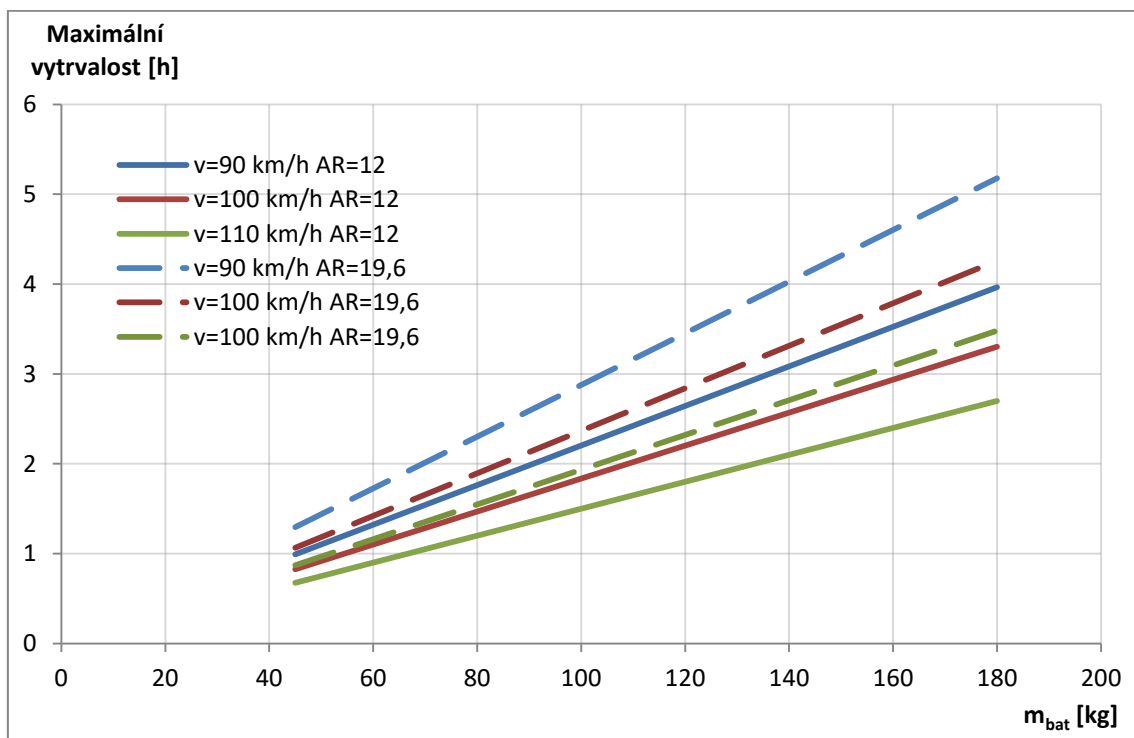


Obr. 5.2 Graf závislosti maximálního doletu a váhy baterií (při optimální rychlosti)

Stejně barvy čar v grafech představují průběhy pro stejně zvolenou cestovní rychlost. Je zjevné, že především u vysokých cestovních rychlostí je rozdíl mezi doletem při cestovní rychlosti a optimální rychlosti pro maximální dolet velmi významný.

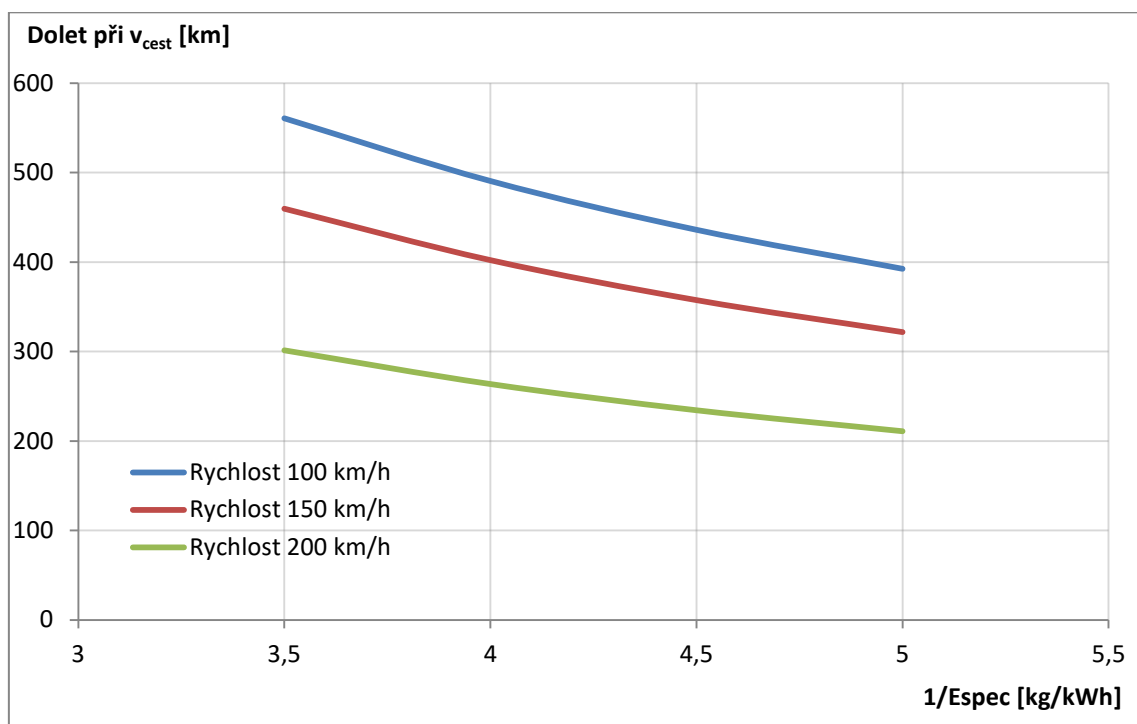


Obr. 5.3 Graf závislosti vytrvalosti a váhy baterií (při dané cestovní rychlosti)

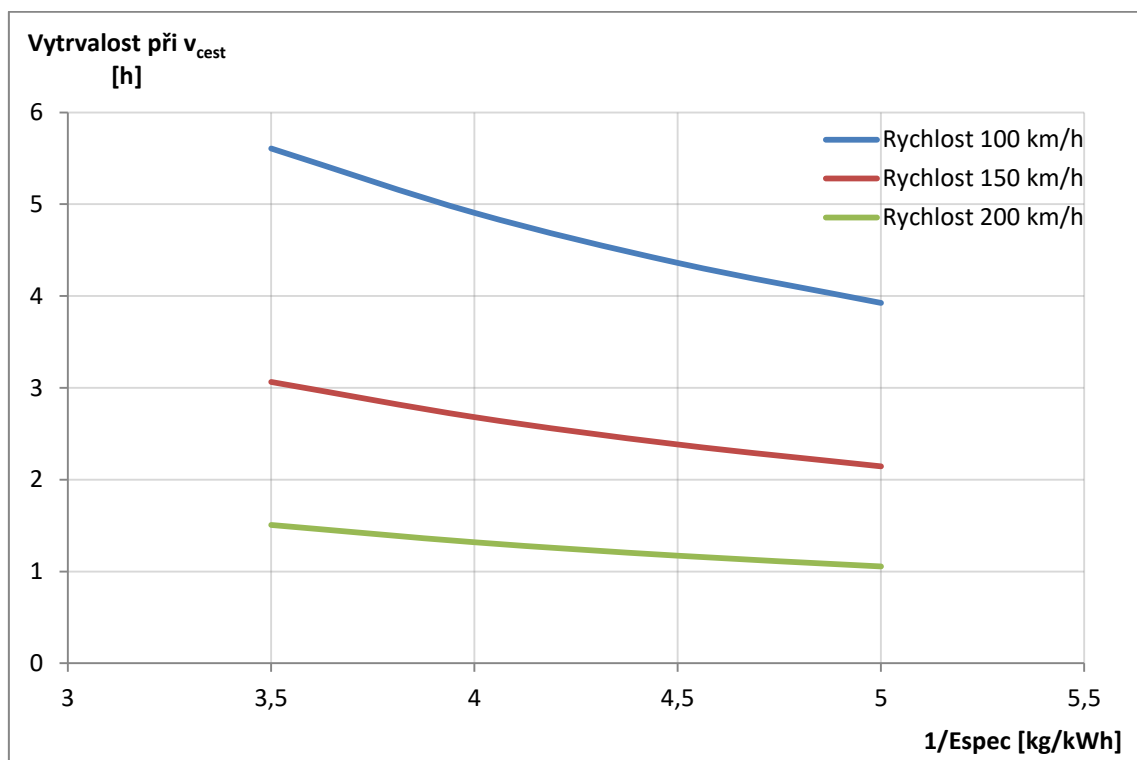


Obr. 5.4 Graf závislosti maximální vytrvalosti a váhy baterií (při optimální rychlosti)

Z obrázků je patrné, že množství a tím pádem hmotnost baterií by se neměla pohybovat pod hodnotou kolem 100 kg, pokud chce zadavatel dosahovat alespoň minimálních výkonů. Tento fakt je ovšem do značné míry ovlivněn zvolenými bateriemi, proto byla zpracována i závislost mezi specifickou energií baterií a jejím vlivem na dolet resp. vytrvalost. Grafy této závislosti jsou uvedeny na obr. 5.5 a 5.6.



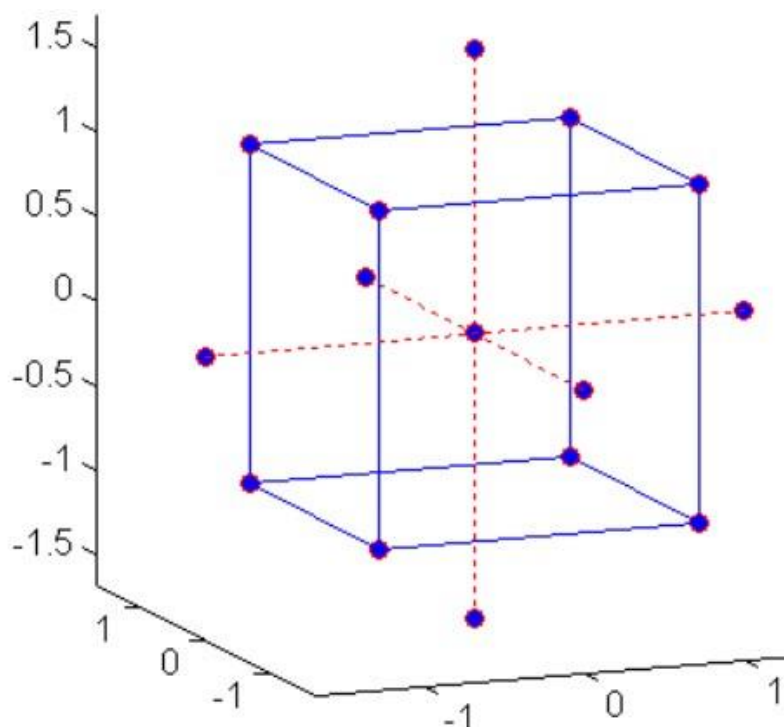
Obr. 5.5 Graf závislosti doletu při cestovní rychlosti na specifické energii baterií



Obr. 5.6 Graf závislosti vytrvalosti při cestovní rychlosti na specifické energii baterií

5.2 Volba metody výběru proměnných

Pro výběr kombinací návrhových proměnných se používá technika plánování experimentu neboli DoE (design of experiment). Byly navrženy následující experimentální techniky – plně a semi-faktoriální experiment, ortogonální experiment, centrální kompozitní neboli CCD experiment. [14] Posledně jmenovaný typ je vhodný právě pro aproximace kvadratických modelů, uvedeno v kapitole 5.3. Jednou z jeho výhod je pokrytí velkého návrhového prostoru



Obr. 5.7 CCD návrh experimentu pro 3 proměnné

Zobrazený CCD návrh experimentu je možné popsat jako trojrozměrný systém, v němž je na každé ose vynášena hodnota jedné kódované proměnné. Hodnoty na osách mají vzdálenost od středu vždy \sqrt{k} , kde k je počet proměnných, tzn. os systému.

5.3 Vstupní parametry a popis optimalizace

Popis zvolené optimalizační metody plochy odezvy (response surface method – RSM) je uveden ve zdrojích, viz [14] [15]. Pro potřeby optimalizace bylo nejprve nutné zvolit vhodný rozsah hodnot vstupních parametrů, na kterých je závislá funkce výstupních parametrů, zvaná také funkce odezvy nebo účelová funkce. Zvolené rozsahy jsou uvedeny v následující tabulce.

Tab. 5.2 Rozsahy hodnot návrhových proměnných

Veličina a jednotka	b [m]	S [m ²]	v _{cest} [km/h]
maximum	14	12	180
střední hodnota	13	11	150
minimum	12	10	120

Za účelem lepší orientace v návrhovém prostoru uvedeném v kapitole 5.2 byly přirozené návrhové proměnné zakódovány použitím následujícího vztahu:

$$x_i = \frac{\xi_i - \left(\frac{\xi_{i,max} + \xi_{i,min}}{2}\right)}{\frac{\xi_{i,max} + \xi_{i,min}}{2}}, i = 1, 2, \dots, k \quad (5.1)$$

Výsledná matice konfigurací proměnných parametrů je uvedena v tab. 5.3. Z tabulky je patrné rozdělení konfigurací dle CCD experimentu.

Tab. 5.3 Matice výsledných konfigurací

číslo konfigurace	přirozené proměnné			kódované proměnné		
	b [m]	S [m ²]	v [km/h]	x1	x2	x3
1	14	12	180	1	1	1
2	14	12	120	1	1	-1
3	14	10	180	1	-1	1
4	14	10	120	1	-1	-1
5	12	12	180	-1	1	1
6	12	12	120	-1	1	-1
7	12	10	180	-1	-1	1
8	12	10	120	-1	-1	-1
9	13	11	150	0	0	0
10	14,732051	11	150	1,73205	0	0
11	11,267949	11	150	-1,73205	0	0
12	13	12,732051	150	0	1,73205	0
13	13	9,2679492	150	0	-1,73205	0
14	13	11	201,9615	0	0	1,73205
15	13	11	98,0385	0	0	-1,73205

Funkci odezvy je pak možné zapsat následovně:

$$y = \eta = f(x_1, x_2, \dots, x_k) \quad (5.2)$$

Velmi důležitou částí optimalizace je správné stanovení cíle optimalizace. Právě za tímto účelem se vytváří účelová funkce. Již tento krok se může v případě návrhu zcela nového letounu projevit jako velmi těžko uchopitelný. Je totiž obtížné určit důležitosti letových výkonů a tím vhodně definovat účelovou funkci tak, aby výsledky dávaly smysl.

Základní tvar účelové funkce vypadá následovně:

$$F = \sum w_i f_i \quad (5.3)$$

Člen w_i představuje parametr váhy každého výstupního členu. Součet všech parametrů váhy musí být následující:

$$\sum w_i = 1; w_i \leq 1 \quad (5.4)$$

Hodnota 1 představuje 100% váhy a hodnota každého w_i vyjadřuje důležitost příslušného výstupního členu funkce nikoli v procentech, ale v desetínách 1. Jednotlivé výstupní členy – parametry – letounu jsou ve funkci zapsány jako f_i . Je možné je definovat následujícím způsobem:

$$f_i = \frac{f_y}{f_{y,ref}} \quad (5.5)$$

Vztah 5.5 uvádí hodnotu pro požadavek maximalizace daného výstupního parametru. Pokud je potřeba daný parametr minimalizovat, pak se použije vztah:

$$f_i = \frac{f_{y,ref}}{f_y} \quad (5.6)$$

Pro vztahy 5.5 a 5.6 platí, že člen f_y má hodnotu jednoho výstupního parametru a $f_{y,ref}$ pak představuje referenční hodnotu daného výstupního parametru. Díky těmto podílům pak mohou jednotlivé členy vstupovat do optimalizační funkce jako bezrozměrné a upravovat tak její hodnotu, kdy tato má výchozí hodnotu 1 a snaha optimalizace je najít maximum účelové funkce a tím následně regresně zjistit, které hodnoty vstupních parametrů znamenají optimum.

Výsledný tvar účelové funkce je následující:

$$F = w_1 \frac{T}{T_{ref}} + w_2 \frac{R}{R_{ref}} + w_3 \frac{v_{cest}}{v_{cest,ref}} + w_4 \frac{s_{vzlet,ref}}{s_{vzlet}} \quad (5.7)$$

Uvedené členy funkce mají tyto významy: T je označení pro vytrvalost, R značí dolet, v_{cest} je cestovní rychlost, pro kterou jsou ostatní výstupní parametry počítány, a s_{vzlet} je celková dráha vzletu od nulové rychlosti do okamžiku dosažení výšky 15 metrů (50 stop).

Účelová funkce byla vytvořena ze zmiňovaných výstupních parametrů, jako problematická se ovšem ukázala volba důležitosti – váhy jednotlivých členů, přitom tyto jsou velmi podstatné pro výsledky celé účelové funkce. Nakonec po konzultaci se zadavatelem byly použity váhy uvedené v tabulce 5.4.

Tab. 5.4 Tabulka vah výstupních parametrů

Výstupní parametr	T	R	v_{cest}	s_{vzlet}
Označení váhy	w_1	w_2	w_3	w_4
Hodnota	0,4	0,3	0,25	0,05

Dále je důležité uvést přehled referenčních hodnot, které byly použity při výpočtu účelových funkcí. Referenční hodnoty zůstávaly vždy neměnné, aby byla zajištěna reciprocita výpočtu.

Tab. 5.5 Přehled referenčních hodnot výstupních parametrů

Označení	Hodnota	Jednotka
T_{ref}	2,78	h
R_{ref}	417,45	km
$v_{cest,ref}$	150	km/h
$s_{vzlet,ref}$	169,1	m

Jako referenční případ konfigurace byly uvažovány hodnoty vstupních parametrů: rozpětí 13 m, plocha křídla 11 m² a hmotnost baterie 180 kg.

Pro zpřesnění výpočtů a také z důvodu srovnání výsledků bylo při výpočtech nezbytné zvolit vhodný profil pro optimalizované křídlo. Z tohoto důvodu bylo vybráno několik profilů, které byly vzájemně porovnány. Několik z nich pak bylo použito ve výpočtech v rámci optimalizace. Pro stejné matice konfigurací tak byly použity různé profily a díky možnosti sledování různých výsledků bylo možné vybrat vhodný profil pro optimální vstupní parametry. Nezbytná data profilů byla zjištěna z katalogů nebo webových databází leteckých profilů. [16]

Tab. 5.6 Přehled srovnávaných profilů

Profil	c_{Lmax} [-]	α_0 [°]	c_{La} [-]	$c_{D,cLmax}$ [-]
NASA/Langley MS(1)-0313	1,7995	-3,47	6,8825	0,0467
NACA 66(1)-212	1,1154	-1,55	6,4935	0,0384
NACA 4412	1,6706	-4,4	6,3578	0,0509
NASA/Langley NLF(1)-0215F	1,6757	-5,55	6,5942	0,0704
NASA/Langley LS(1)-0417 (GA(W)-1)	1,7855	-4,2	7,2543	0,0697
NACA 2412	1,5820	-2,24	6,2261	0,0442
FX66-S-196 v1	1,4683	-4,3	6,6126	0,0110
FX66-S-161	1,4082	-4,125	6,4658	0,0117
FX60-160	1,4637	-4,3	6,1331	0,0662
DU84-132 v3	1,5673	-4,47	5,9485	0,0480
DU86-137/25	1,2708	-0,12	5,9129	0,0457

Modře označené řádky v tabulce 5.6 označují zvolené profily pro optimalizační výpočty. V příloze B je rovněž uveden graf srovnávající poláry vybraných profilů.

Pro výpočty výsledných parametrů bylo samozřejmě nutné znát součinitele vztlaku a odporu. Byly proto použity následující vztahy pro jejich výpočet. [13] [17] [18]

$$c_{L_{letoun}} = \frac{2m_{TOW}g}{\rho v^2 S} \quad (5.8)$$

$$c_{L_{letoun}} = c_{L_{kř}} - c_{L_{VOP}} \rightarrow c_{L_{kř}} (c_{L_{VOP}} \cong 0,05 \times c_{L_{letoun}}) \quad (5.9)$$

$$c_{L_{profil}} = \frac{c_{L_{kř}}}{0,85} \quad (5.10)$$

Při známých hodnotách součinitelů vztlaku bylo možné vypočítat také součinitele odporu. Bylo možné určit c_{D0} z poláry vybraných profilů pro každou konfiguraci křídla zvlášť.

$$c_{D_{letoun}} = c_{D0} + c_{Di} + c_{Dp} \quad (5.11)$$

$$c_{D_{kř}} = c_{D0} + c_{Di} = c_{D0} + \frac{c_{L_{kř}}^2}{\pi A Re} \quad (5.12)$$

Součinitel škodlivého odporu dalších částí letounu c_{Dp} představuje hodnotu přibližně vypočítanou pomocí následující závislosti, viz [18]:

$$c_{Dp} = \frac{\sum c'_D \times S_D}{S} \quad (5.13)$$

Kde S zastupuje plochu křídla, S_D je průmět jednotlivých těles na letounu ve směru kolmém na směr letu (s výjimkou v případě ocasních ploch) a c'_D je odporový součinitel jednotlivých částí. Pro případ navrhovaného letounu byly hodnoty odhadovány pomocí uvedeného dokumentu [18] popř. geometrie podobného letounu stejné kategorie.

Po provedení výše uvedených výpočtů pro každou kombinaci matice konfigurací s uvažováním každého ze zvolených profilů zvlášť bylo možné vyčíslit účelové funkce.

Tab. 5.7 Přehled hodnot profilových součinitelů pro výsledné konfigurace

profil	NACA2412	FX66-S-196 v1	DU84-132 v3
c_L	c_{D0}	c_{D0}	c_{D0}
0,4195	0,0056	0,0082	0,0067
0,9440	0,0100	0,0093	0,0103
0,5034	0,0060	0,0085	0,0065
1,1328	0,0133	0,0097	0,0133
0,4195	0,0056	0,0082	0,0067
0,9440	0,0100	0,0093	0,0103
0,5034	0,0060	0,0085	0,0065
1,1328	0,0133	0,0097	0,0133
0,6591	0,0067	0,0086	0,0074
0,6591	0,0067	0,0086	0,0074
0,6591	0,0067	0,0086	0,0074
0,5694	0,0063	0,0085	0,0068
0,7823	0,0077	0,0088	0,0087
0,3635	0,0054	0,0082	0,0070
1,5429	0,0285	0,120*	0,0315

* tato hodnota byla použita jako aproximace, polára profilu nedosahuje velikosti c_L

Tabulky výsledků jsou uvedeny v kapitole 5.4. Pro ověření správnosti resp. nalezení optimálních hodnot pomocí RSM bylo potřeba využít program Matlab. Ještě předtím však bylo nutné účelovou funkci aproximovat, protože její přesný matematický popis byl neznámý. Za tímto účelem byla použita aproximace pomocí tzv. kvadratického modelu, který zohledňuje vzájemné ovlivňování vstupních parametrů.

Obecný tvar kvadratického modelu:

$$\eta = \beta_0 + \sum_{j=1}^k \beta_j x_j + \sum_{j=1}^k \beta_{jj} x_j^2 + \sum_{i < j}^k \beta_{ij} x_i x_j \quad (5.14)$$

V případě použití tří vstupních parametrů bude výsledná rovnice aproximace funkce odezvy vypadat způsobem:

$$\eta = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3 + \beta_{11} x_1^2 + \beta_{22} x_2^2 + \beta_{33} x_3^2 + \beta_{12} x_1 x_2 + \beta_{13} x_1 x_3 + \beta_{23} x_2 x_3 \quad (5.15)$$

Pro snadnější práci s jednotlivými členy je dobré tuto rovnici linearizovat použitím substituce. Poté je možné vytvořit tzv. lineární regresní model, který změní použitý kvadratický model do této podoby:

$$\eta = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \beta_3 x_3 + \beta_4 x_4 + \beta_5 x_5 + \beta_6 x_6 + \beta_7 x_7 + \beta_8 x_8 + \beta_9 x_9 \quad (5.16)$$

Byly uvažovány následující náhrady některých členů: $x_4 = x_1^2, x_5 = x_2^2, x_6 = x_3^2$, rovněž $x_7 = x_1 x_2, x_8 = x_1 x_3, x_9 = x_2 x_3$. Členy β byly nahrazeny tak, aby indexy odpovídaly příslušným členům x .

Aby bylo možné zjistit nejvhodnější hodnoty parametrů x , za účelem maximalizace účelové funkce, je nezbytné zjistit koeficienty β . Následně se proto použije regresní model pro tyto počty členů: [15]

- k – počet členů návrhových parametrů
- n – počet kombinací návrhových proměnných

$$\boldsymbol{\eta} = \mathbf{X} \mathbf{b} \quad (5.17)$$

$$\boldsymbol{\eta} = \begin{pmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \vdots \\ y_n \end{pmatrix}, \quad \mathbf{X} = \begin{pmatrix} 1 & x_{11} & x_{12} & \cdots & x_{1k} \\ 1 & x_{21} & x_{22} & \cdots & x_{2k} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & x_{n1} & x_{n2} & \cdots & x_{nk} \end{pmatrix}, \quad \mathbf{b} = \begin{pmatrix} \beta_0 \\ \beta_1 \\ \vdots \\ \beta_k \end{pmatrix}$$

Úpravou rovnice 5.17 je poté možné určit odhad \mathbf{b} za účelem získání koeficientů β :

$$\mathbf{b} = (\mathbf{X}^T \mathbf{X})^{-1} \mathbf{X}^T \boldsymbol{\eta} \quad (5.18)$$

Výsledné koeficienty aproximačních funkcí pro různé uvažované profily jsou uvedeny v tabulce 5.8 na následující straně.

Tab. 5.8 Koeficienty aproximačních funkcí

	NACA 2412	FX 66-S-196 v1	DU84-132 v3
β_0	1,0984	1,0502	1,0789
β_1	0,0335	0,0328	0,0325
β_2	0,0026	-0,0111	0,0007
β_3	-0,1016	-0,1640	-0,1059
β_4	0,0004	-0,0003	0,0027
β_5	0,0007	0,0017	0,0032
β_6	-0,0403	0,0039	-0,0415
β_7	0,0006	-0,0012	0,0003
β_8	-0,0219	-0,0258	-0,0221
β_9	-0,0114	0,0003	-0,0133
R^2	0,9309	0,9902	0,9159
R^2_{adj}	0,7582	0,9656	0,7058

Při použití libovolného modelu je v každém případě dobré provést jeho kontrolu a přesvědčit se o správnosti aproximace účelové funkce. K takovému účelu slouží regresní koeficient R^2 , který nabývá hodnot 0 až 1. Ten ovšem nabývá tím vyšší hodnoty, čím více je návrhových členů, ačkoli by nemusely být pro výpočet podstatné. Z toho důvodu se zavádí standardizovaný koeficient R^2_{adj} , který lépe zohledňuje důležitost vstupních parametrů pro účelovou funkci. Výpočty koeficientů lze provést pomocí vztahů: [15]

$$R^2 = \frac{SS_R}{SS_T} = 1 - \frac{SS_E}{SS_T} \quad (5.19)$$

$$R^2_{adj} = 1 - \frac{SS_E/(n - k - 1)}{SS_T/(n - 1)} \quad (5.20)$$

$$SS_R = \mathbf{b}^T \mathbf{X}^T \boldsymbol{\eta} - \frac{(\sum_{i=1}^n \eta_i)^2}{n} \quad (5.21)$$

$$SS_E = \boldsymbol{\eta}^T \boldsymbol{\eta} - \mathbf{b}^T \mathbf{X}^T \boldsymbol{\eta} \quad (5.22)$$

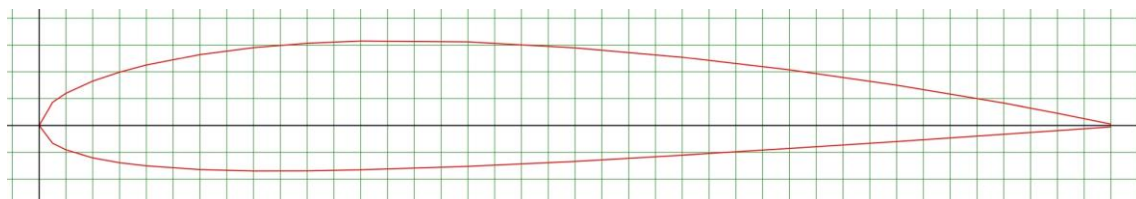
$$SS_T = \boldsymbol{\eta}^T \boldsymbol{\eta} - \frac{(\sum_{i=1}^n \eta_i)^2}{n} \quad (5.23)$$

SS_R je regresní součet čtverců, SS_E představuje součet čtverců odchylek a SS_T celkový součet čtverců.

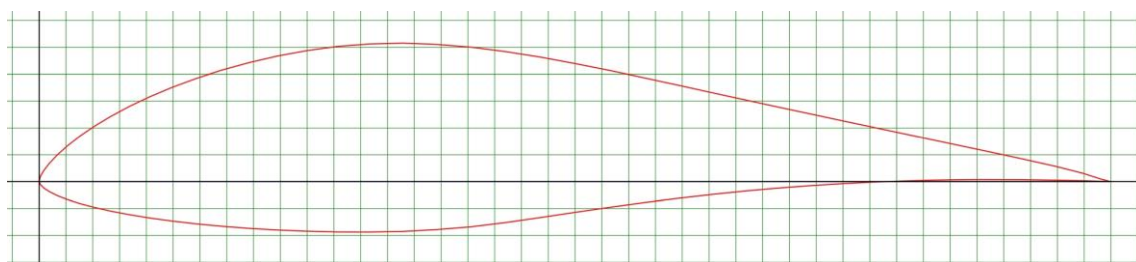
Z tabulky 5.8 je patrné, že aproximace funkce v případě prvního a třetího profilu nebyla dobrá, toto může být způsobeno nevhodností zvolených parametrů, jak bylo popsáno výše. V případě druhého profilu byla aproximace výrazně lepší, ovšem v tomto případě mohlo dojít ke zkreslení dat vlivem náhrady hodnoty součinitele odporu v poslední konfiguraci.

5.4 Výsledky optimalizačního procesu

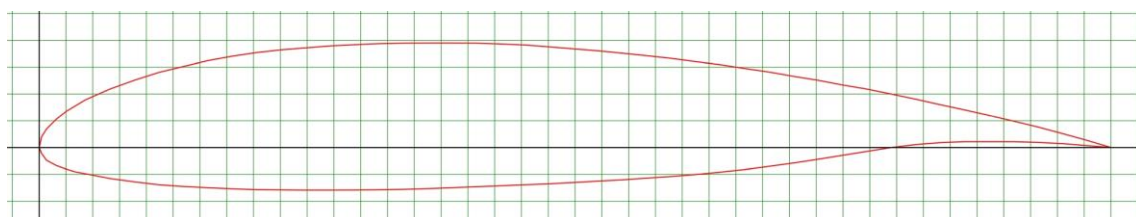
Na základě výpočtu optimalizační funkce pro všechny kombinace konfigurací byly sestaveny tři výsledné tabulky pro každý použitý profil. Profily jsou zobrazeny na obr. 5.8 až 5.10. Pro vyhledání a vykreslení byl použit web AirfoilTools.com.



Obr. 5.8 Profil NACA 2412



Obr. 5.9 Profil Wortmann FX 66-S-196 v1



Obr. 5.10 Profil Delft DU84-132 v3

Pro každý uvedený profil byly určeny hodnoty výstupních parametrů pro matici konfigurací uvedenou v tab. 5.3. Výsledky jsou zobrazeny v tab. 5.9 až 5.11. V tabulkách jsou žlutě označeny maximální hodnoty účelových funkcí. Díky použití stejné účelové funkce pro všechny profily a také stejných hodnot referenčního případu je možné porovnat maxima účelových funkcí mezi výsledky dosahovanými pro různé profily a tím určit, který ze zkoušených profilů bude nejvhodnější.

Tab. 5.9 Výstupní parametry a hodnoty účelové funkce pro profil NACA 2412

č. konf.	T [h]	R [km]	v _{cest} [km/h]	s _G vzlet [m]	s _{celk} vzlet [m]	F [-]
1	2,18	391,52	180	93,68	164,27	0,9455
2	4,34	520,29	120	64,29	116,64	1,2696
3	2,24	403,23	180	113,37	188,92	0,9565
4	4,22	505,94	120	79,13	137,31	1,2312
5	2,08	374,94	180	94,55	167,76	0,9192
6	3,83	459,53	120	64,72	118,50	1,1520
7	2,14	385,67	180	114,65	192,56	0,9290
8	3,74	448,30	120	79,79	139,37	1,1198
9	3,15	472,25	150	86,00	149,64	1,0984
10	3,33	499,52	150	85,33	147,68	1,1449
11	2,91	436,59	150	86,60	152,26	1,0376
12	3,08	462,13	150	73,39	133,55	1,0882
13	3,17	475,47	150	104,09	173,09	1,0961
14	1,64	331,56	202	115,66	197,71	0,8536
15	3,96	387,98	98	61,80	115,03	1,0845

Tab. 5.10 Výstupní parametry a hodnoty účelové funkce pro profil FX 66-S-196 v1

č. konf.	T [h]	R [km]	v _{cest} [km/h]	s _G vzlet [m]	s _{celk} vzlet [m]	F [-]
1	1,95	350,95	180	93,68	164,27	0,8839
2	4,42	529,89	120	64,29	116,64	1,2880
3	2,05	368,24	180	113,37	188,92	0,9034
4	4,57	547,91	120	79,13	137,31	1,3116
5	1,88	337,57	180	94,55	167,76	0,8625
6	3,89	467,00	120	64,72	118,50	1,1663
7	1,96	353,54	180	114,65	192,56	0,8803
8	4,01	480,94	120	79,79	139,37	1,1823
9	2,96	443,48	150	86,00	149,64	1,0502
10	3,12	467,45	150	85,33	147,68	1,0911
11	2,75	411,89	150	86,60	152,26	0,9962
12	2,84	425,59	150	73,39	133,55	1,0270
13	3,07	461,18	150	104,09	173,09	1,0722
14	1,46	295,82	202	115,66	197,71	0,8025
15	1,89	185,10	98	61,80	115,03	0,6413

Tab. 5.11 Výstupní parametry a hodnoty účelové funkce pro profil DU84-132 v3

č. konf.	T [h]	R [km]	v_{cest} [km/h]	s_G vzlet [m]	s_{celk} vzlet [m]	F [-]
1	2,08	374,21	180	93,68	164,27	0,9192
2	4,30	516,35	120	64,29	116,64	1,2620
3	2,20	395,68	180	113,37	188,92	0,9451
4	4,22	506,04	120	79,13	137,31	1,2314
5	1,99	359,04	180	94,55	167,76	0,8951
6	3,80	456,46	120	64,72	118,50	1,1461
7	2,10	378,75	180	114,65	192,56	0,9185
8	3,74	448,38	120	79,79	139,37	1,1199
9	3,07	460,61	150	86,00	149,64	1,0789
10	3,24	486,52	150	85,33	147,68	1,1231
11	2,84	426,63	150	86,60	152,26	1,0209
12	3,02	453,53	150	73,39	133,55	1,0738
13	3,08	461,57	150	104,09	173,09	1,0728
14	1,54	310,64	202	115,66	197,71	0,8237
15	3,82	374,51	98	61,80	115,03	1,0551

Po sestavení tabulek a vyčíslení účelových funkcí jak v programu MS Excel, tak po aproximaci funkce v programu Matlab byla ověřena shodnost výsledků z obou použitých programů.

6 VÝSLEDNÝ NÁVRH

Z důvodu neopomenutelných rozdílů mezi optimálním návrhem křídla a představou zadavatele bylo rozhodnuto zpracovat výsledky způsobem, kdy budou uvažovány dvě verze letounu s různým křídlem a bude možné jejich porovnání. Zbytek draku letounu, tzn. trup a ocas, zůstane stejný pro obě uvažované varianty. Pro výsledný návrh letounu resp. křídla bude každopádně použit profil FX 66-S-196 v1, jehož použitím bylo dosaženo maximálních hodnot účelové funkce, viz tab. 5.9.

Zvolené varianty a jejich parametry jsou uvedeny v následující tabulce. Varianta návrhu dle výsledků optimalizace bude označena jako NELA1a a varianta více vyhovující představám zadavatele bude označena NELA1b.

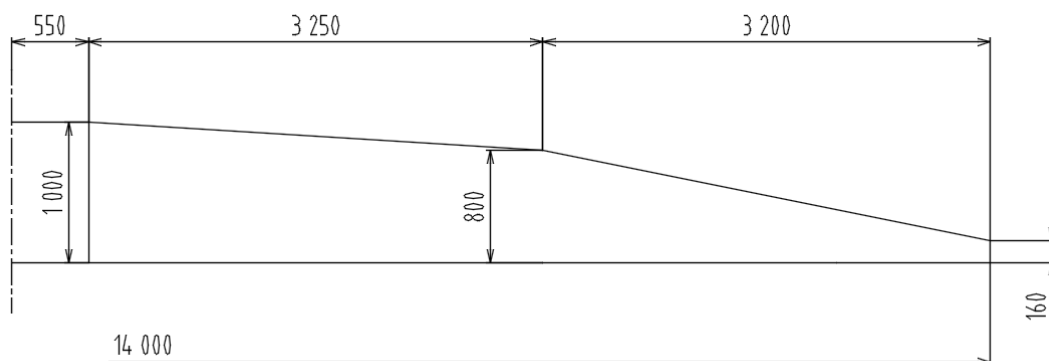
Tab. 6.1 Parametry variant letounu

Parametr	Varianta letounu		Jednotka
	NELA1a	NELA1b	
b	14	13	m
S	10,02	11,97	m ²
AR	19,56	14,12	-
V _{cest}	120	150	km/h
C _{L,letoun}	0,9156	0,4905	-
C _{D0}	0,00938	0,00847	-
C _{Dp}	0,01685	0,01410	-

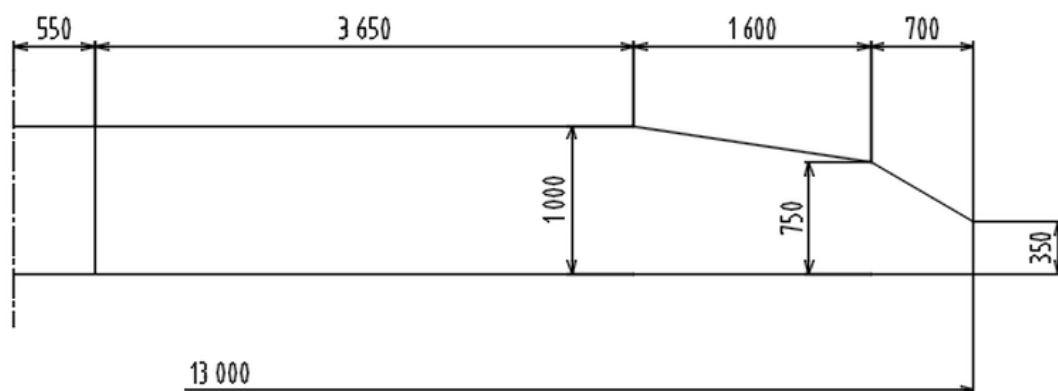
Hodnota součinitele vzlaku pro letoun byla určena z rovnice pro horizontální let při uvedené návrhové cestovní rychlosti. Součinitelé odporu byli počítáni stejným způsobem jako v kapitole 5.3, viz rovnice 5.22 až 5.24.

6.1 Tvar a parametry křídla

Jak bylo uvedeno výše, byly vytvořeny dva návrhy křídla pro použití na letounu. Pro obě zvolené geometrie bylo pomocí programu Glauert III určeno rozložení vzlaku na křídle pro případ horizontálního letu bez vzlakové mechanizace. Níže jsou uvedeny výkresy zvolených geometrií křídel.

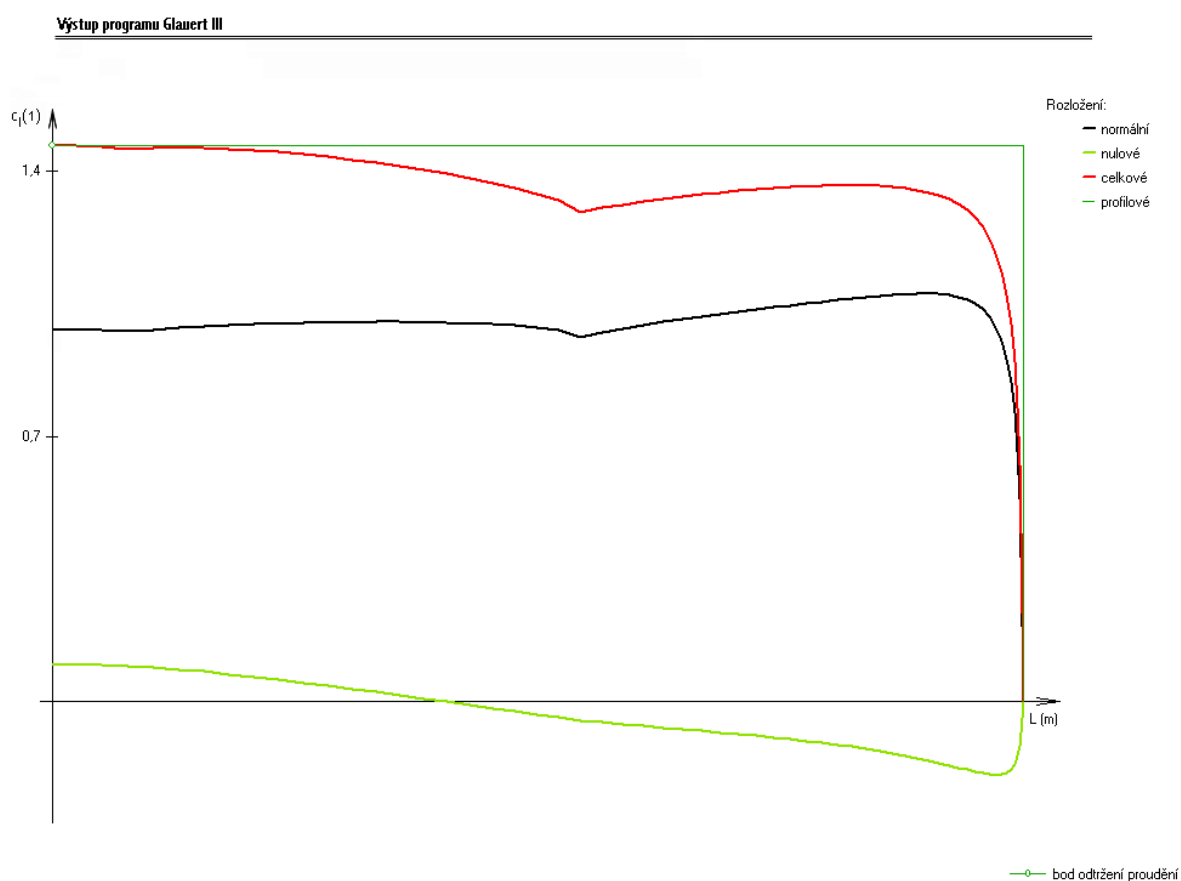


Obr. 6.1 Křídlo varianty NELA1a



Obr. 6.2 Křídlo varianty NELA1b

Na obrázcích 6.3 a 6.4 jsou uvedeny grafy rozložení vztlaku po křídle. Křídlo varianty NELA1b je uvažováno s nulovým geometrickým kroucením. Čtrnáctimetrové křídlo varianty NELA1a však muselo být geometricky krouceno, za účelem dosažení teoretického místa odtržení proudu v kořeni křídla. Zvolené geometrické kroucení je o velikosti 1° v kořeni křídla a -3° na konci křídla.



Obr. 6.3 Rozložení vztlaku na křídle varianty NELA1a

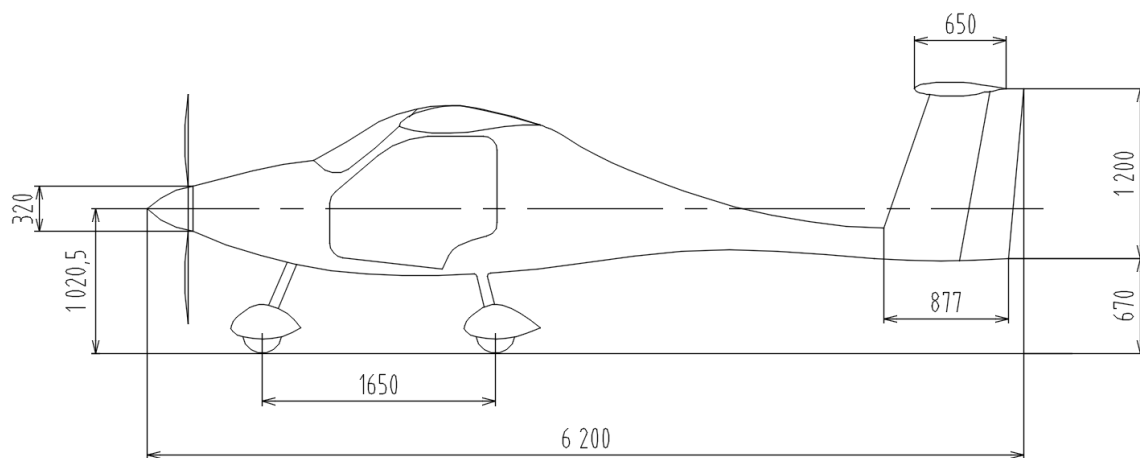


Obr. 6.4 Rozložení vztlaku na křídle varianty NELA1b

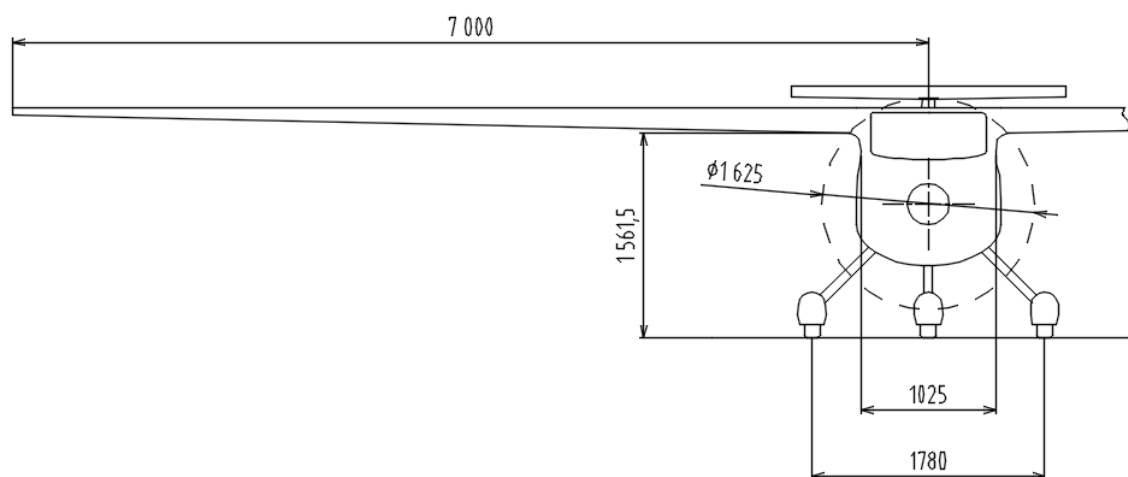
Z obrázků je patrný vliv zalomení křídla na rozložení vztlaku. Z hlediska dalšího použití by bylo nutné uvažovat s výchylkami křidélek za účelem určení vhodného geometrického popř. aerodynamického kroucení. V práci tato situace není řešena. Mohlo by rovněž dojít k částečné změně geometrie křídel, v návrhu byl tvar určen především kvůli dosažení vhodných ploch křídla.

6.2 Návrh draku letounu

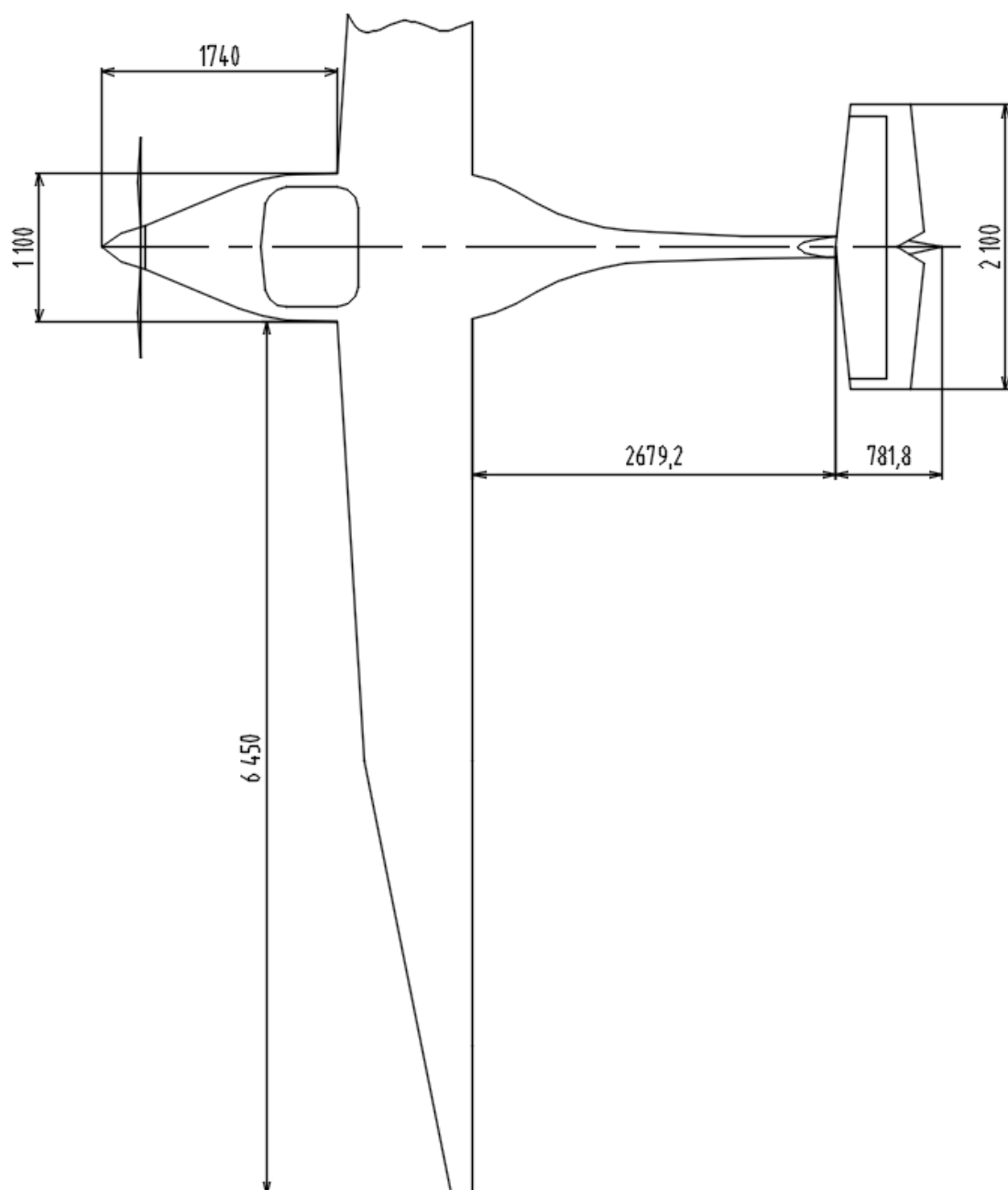
V kapitole jsou uvedeny vizualizace mušky letounu. Čelní pohled je uveden pouze pro variantu NELA1a, protože obě varianty se od sebe, až na rozdíl v délce křídla, neliší.



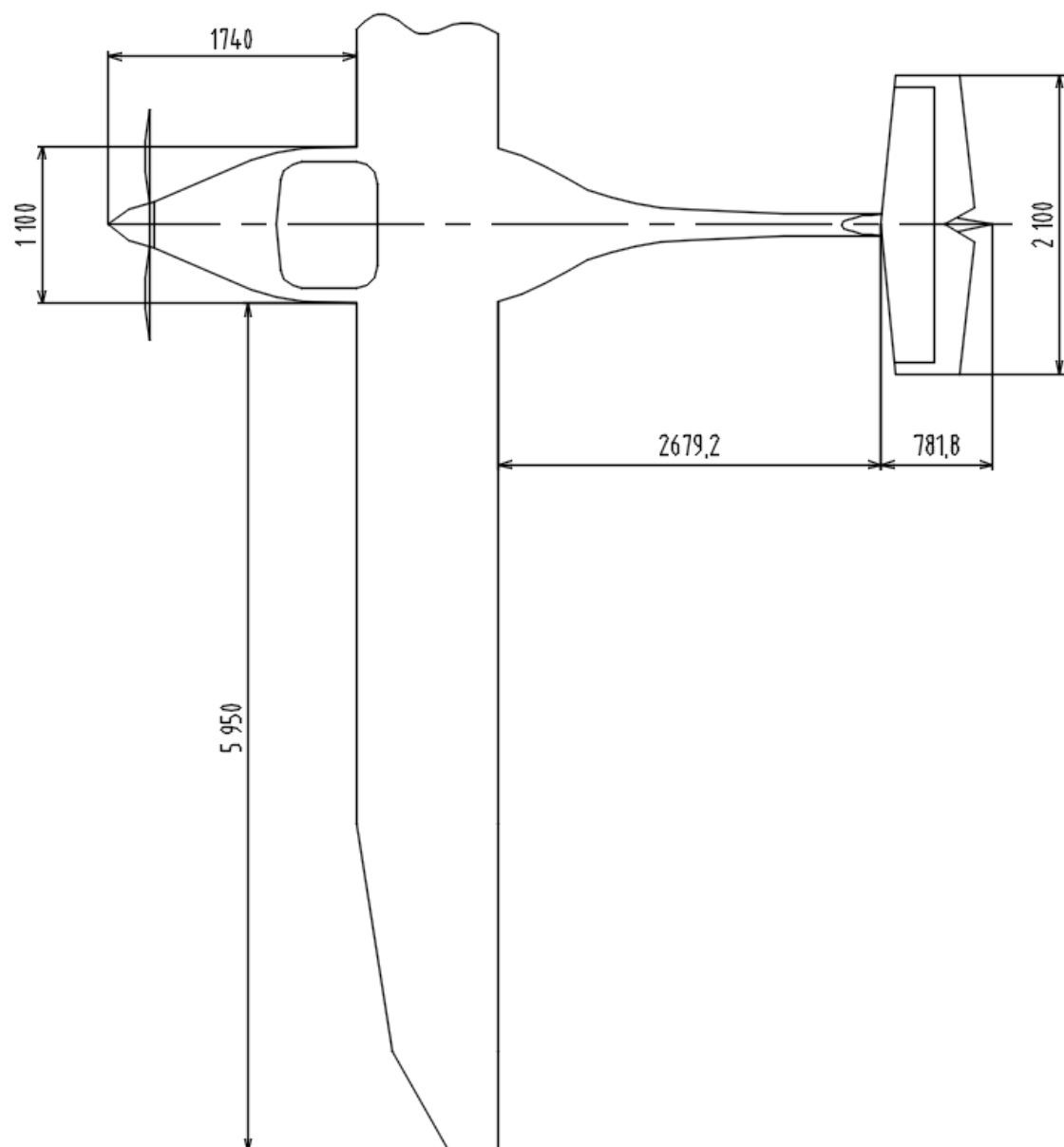
Obr. 6.5 Boční pohled pro obě varianty



Obr. 6.6 Čelní pohled varianta NELA1a



Obr. 6.7 Pohled shora varianta NELA1a



Obr. 6.8 Pohled shora varianta NELA1b

7 LETOVÉ VÝKONY NAVRŽENÉHO LETOUNU

7.1 Minimální potřebný výkon

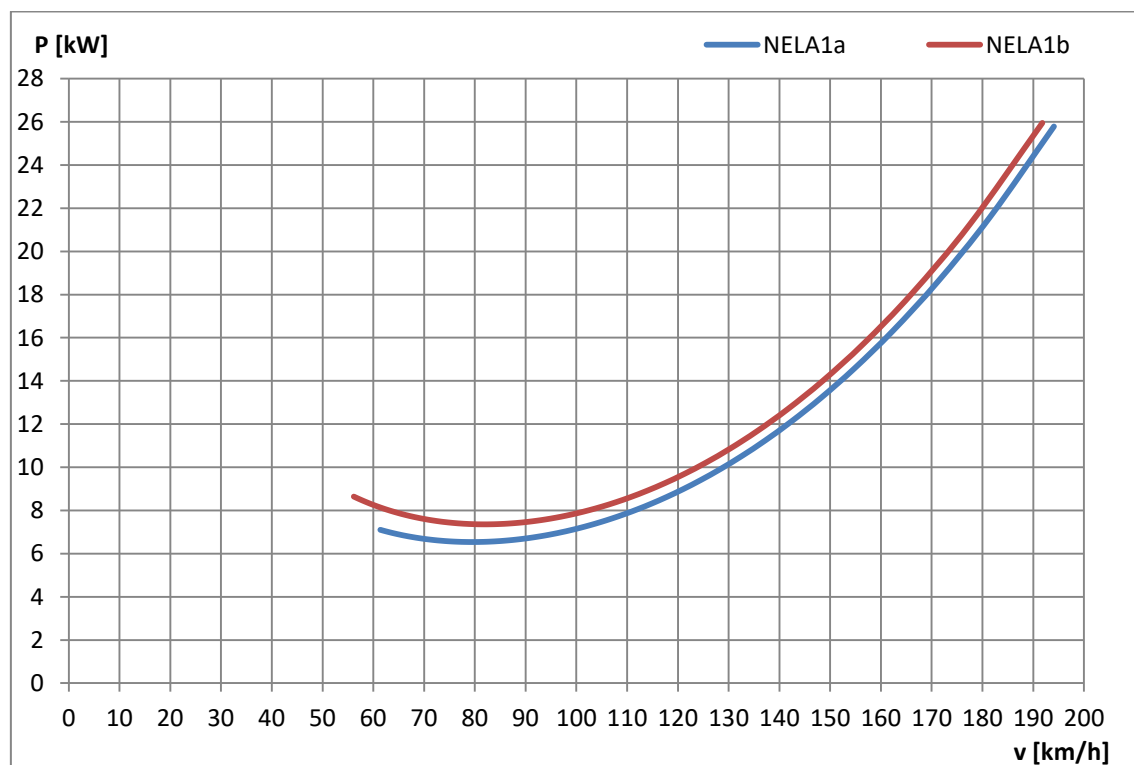
Za účelem posouzení vhodnosti zvoleného motoru byl proveden výpočet minimálního potřebného výkonu pro horizontální let. Byly použity následující vztahy: [13]

$$\frac{F_p}{G} = \frac{D}{L} \rightarrow F_p = \frac{c_D}{c_L} G \quad (7.1)$$

Pomocí vztahu 7.1 je možné určit potřebný tah motoru a následně lze vypočítat potřebný výkon:

$$P_p = F_p \times v \quad (7.2)$$

Kde rychlost v je možné určit z rovnice pro rovnovážný let $G = L$.



Obr. 7.1 Potřebný výkon pro obě varianty letounu

Ze závislostí je patrné, že rozdíly mezi oběma variantami nejsou příliš velké. Hodnoty potřebného výkonu byly následující:

$P_{p,min} = 6,54 \text{ kW}$ při rychlosti $v = 79,2 \text{ km/h}$ pro variantu NELA1a

$P_{p,min} = 7,36 \text{ kW}$ při rychlosti $v = 81,8 \text{ km/h}$ pro variantu NELA1b

Dosažené výsledky naznačují, že zvolený elektromotor je dostatečně vhodný pro požadované rozsahy rychlostí i s dostatečnými rezervami výkonu pro stoupavé lety.

7.2 Dolet a vytrvalost

Určení doletu a vytrvalosti jsou klíčovými parametry při návrhu letounu, protože pomáhají stanovit parametry pro profilový let daný požadavky typické mise letounu. V práci představují tyto dva parametry klíčové charakteristiky, na jejichž základě byla prováděna optimalizace návrhu. Dolet a vytrvalost elektricky poháněného letounu ovšem není možné stanovit standardními výpočtovými vztahy např. dle [13], ale je potřeba použít alternativní vztahy zohledňující specifika takového pohonu.

Za tímto účelem byly vyhledány celkem tři různé nezávislé zdroje, využívající různý přístup k výpočtu. Jedná se o vědecký článek v časopisu Journal of Aircraft z Embry-Riddle Aeronautical University v Arizoně [20], dále samostatná vědecká práce pro Research & Technology org., která patří pod European Defence Agency, z Institute of Aerodynamics and Flow Technology v Braunschweigu [21] a nakonec příspěvek na fóru Physics Forums [22]. Je zjevné, že problematikou se zabývají odborníci na celém světě. Při výpočtech byla ověřena shodnost výsledků všech výpočtových vztahů, s rozdílem mezi americkým a německým výpočtem v řádu maximálně jednotek kilometrů resp. minut.

V práci je uveden výpočet vytrvalosti dle [20], na první pohled nejkomplikovanější ze všech tří použitých vztahů. Pro účely práce bylo pozměněno značení některých veličin:

$$T = Rt^{1-n} \left[\frac{\eta U \times C}{\frac{1}{2} \rho v^3 S c_{D0} + \left(\frac{2G^2 k}{\rho v S} \right)} \right]^n \quad (7.3)$$

V uvedeném vztahu představuje koeficient k zástupný prvek pro:

$$k = \frac{1}{\pi A e} \quad (7.4)$$

Hodnota Rt je pro akumulátory typicky považována za rovnou 1. Koeficient n určuje účinnost kapacity baterie v závislosti na velikosti vybíjecího proudu, pro zjednodušení byl považován za rovný 1. Rovněž je možné součin $U \times C$, který představuje součin napětí a kapacity, s jednotkami V a Ah, vyjádřit jako energii v kWh, resp. Ws.

Pro výpočet účinnosti vrtule v závislosti na rychlosti letu byl použit následující zjednodušený výpočetní vztah: [19]

$$\eta_{vrt} = E = 1 - (1 - L)^2 \times (1 + 0,8722L^2 - 1,3959L) \quad (7.5)$$

Skutečná účinnost pohonu, použitá pro výpočty doletu a vytrvalosti pak byla počítána:

$$\eta = \eta_{vrt} \eta_{elektro} \eta_{vrt,max} \quad (7.6)$$

Účinnosti elektrických systémů bývají poměrně vysoké, pohybují se okolo 95 %. Přesné hodnoty jsou uvedeny v tab. 5.1.

Protože všechny ostatní hodnoty jsou známy, je možné vyčíslit dolet jako:

$$R = T \times v \quad (7.7)$$

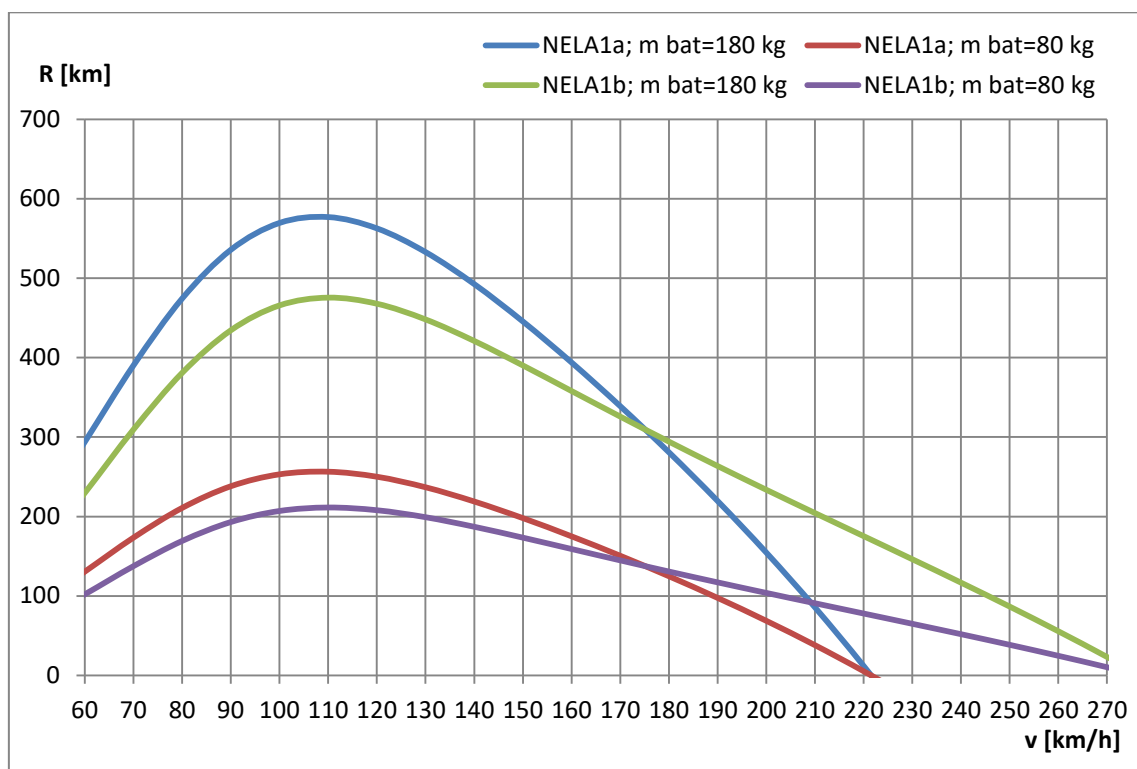
Na následujících stranách jsou uvedeny výsledky výpočtů po použití uvedených rovnic.

Tab. 7.1 Tabulka doletů a vytrvalostí v závislosti na rychlosti letu varianty NELA1a

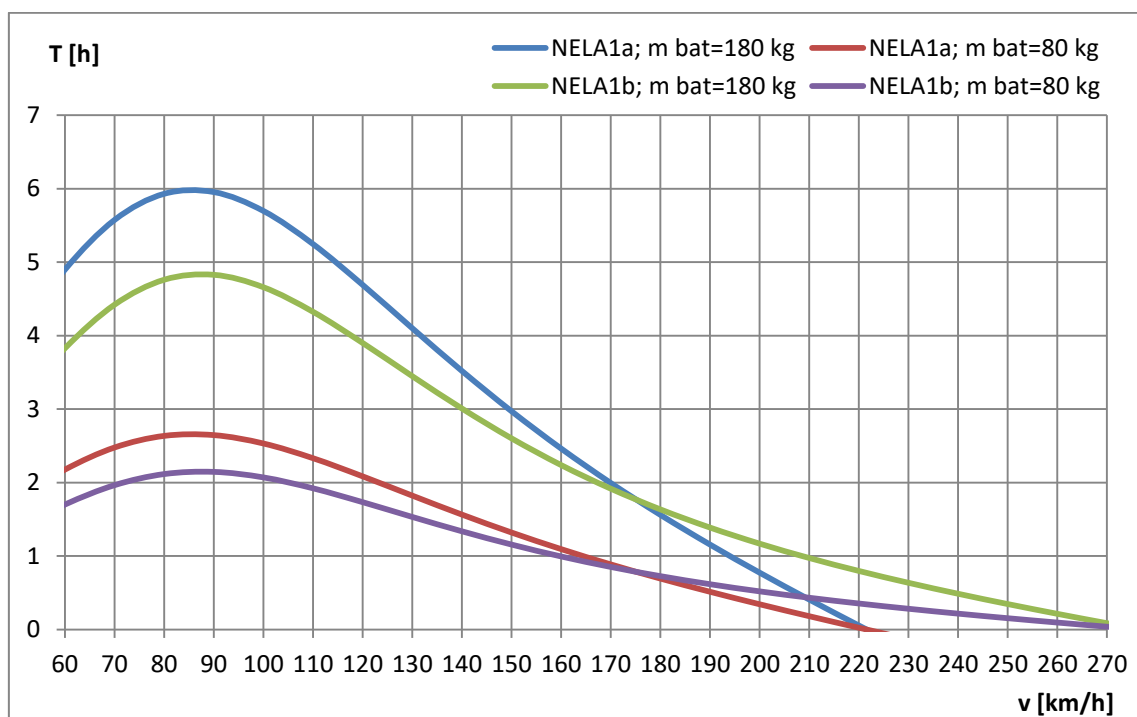
Varianta NELA1a				m _{bat} = 180 kg		m _{bat} = 80 kg	
v [km/h]	η [-]	c _L [-]	c _D [-]	T [h]	R [km]	T [h]	R [km]
60	0,752	3,662	0,269	4,90	293,97	2,18	130,65
70	0,792	2,691	0,157	5,58	390,30	2,48	173,46
80	0,820	2,060	0,103	5,93	474,42	2,64	210,85
90	0,840	1,628	0,074	5,95	535,78	2,65	238,12
100	0,853	1,318	0,058	5,70	569,58	2,53	253,15
110	0,861	1,090	0,048	5,24	576,95	2,33	256,42
120	0,864	0,916	0,041	4,69	562,74	2,08	250,11
130	0,861	0,780	0,037	4,10	532,90	1,82	236,84
140	0,851	0,673	0,034	3,52	492,59	1,56	218,93
150	0,831	0,586	0,032	2,97	445,52	1,32	198,01
160	0,798	0,515	0,031	2,46	393,94	1,09	175,08
170	0,748	0,456	0,030	1,99	338,94	0,89	150,64
180	0,676	0,407	0,029	1,56	280,86	0,69	124,83
190	0,577	0,365	0,029	1,16	219,59	0,51	97,59
200	0,443	0,330	0,028	0,77	154,70	0,34	68,76
210	0,267	0,299	0,028	0,41	85,69	0,18	38,08
220	0,041	0,272	0,028	0,05	11,98	0,02	5,32

Tab. 7.2 Tabulka doletů a vytrvalostí v závislosti na rychlosti letu varianty NELA1b

Varianta NELA1b				m _{bat} = 180 kg		m _{bat} = 80 kg	
v [km/h]	η [-]	c _L [-]	c _D [-]	T [h]	R [km]	T [h]	R [km]
60	0,683	3,066	0,258	3,83	229,75	1,70	102,11
70	0,732	2,252	0,150	4,42	309,54	1,97	137,58
80	0,769	1,724	0,097	4,76	380,87	2,12	169,28
90	0,798	1,363	0,069	4,83	434,45	2,15	193,09
100	0,820	1,104	0,053	4,66	465,78	2,07	207,01
110	0,837	0,912	0,043	4,32	475,55	1,92	211,35
120	0,849	0,766	0,037	3,90	467,90	1,73	207,95
130	0,857	0,653	0,033	3,45	448,13	1,53	199,17
140	0,862	0,563	0,031	3,01	421,02	1,34	187,12
150	0,864	0,491	0,029	2,60	390,19	1,16	173,42
160	0,862	0,431	0,027	2,24	358,00	0,99	159,11
170	0,856	0,382	0,026	1,92	325,80	0,85	144,80
180	0,844	0,341	0,025	1,63	294,27	0,73	130,78
190	0,825	0,306	0,025	1,39	263,59	0,62	117,15
200	0,798	0,276	0,024	1,17	233,70	0,52	103,87
210	0,760	0,250	0,024	0,97	204,39	0,43	90,84
220	0,708	0,228	0,024	0,80	175,35	0,35	77,93
230	0,640	0,209	0,024	0,64	146,26	0,28	65,01
240	0,553	0,192	0,023	0,49	116,81	0,22	51,92
250	0,443	0,177	0,023	0,35	86,68	0,15	38,53



Obr. 7.2 Graf závislosti doletu na rychlosti letu



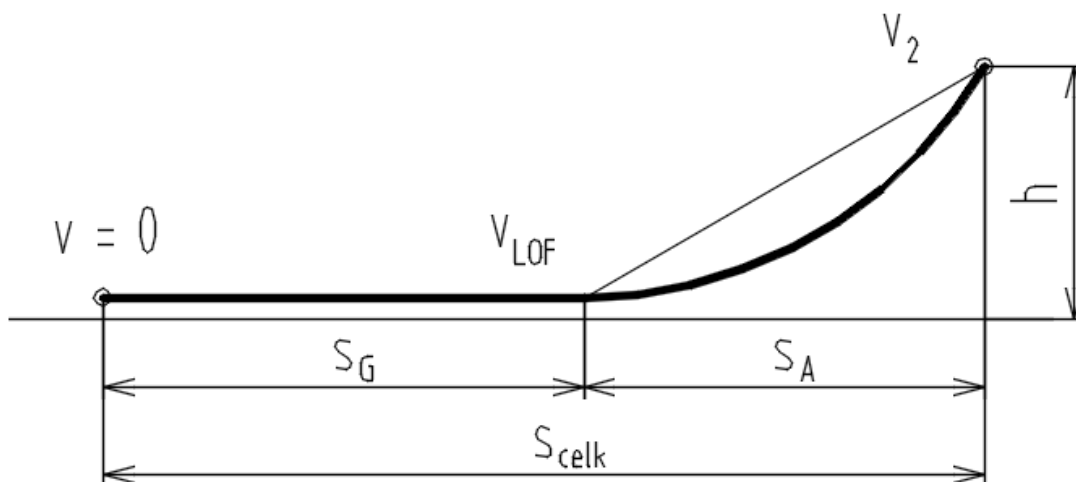
Obr. 7.3 Graf závislosti vytrvalosti na rychlosti letu

Grafy 7.2 a 7.3 zobrazují průběhy, z nichž je patrný poměrně značný rozdíl mezi výsledky dosahovanými oběma variantami. Je důležité vzít v úvahu, že návrhová cestovní rychlost se liší a rozdíly mezi doletem resp. vytrvalostí při cestovní rychlosti jsou velmi významné.

V tabulkách 7.1 a 7.2 označuje zelený řádek cestovní rychlost pro danou variantu.

7.3 Vzlet

Dalším významným letovým výkonem je vzlet. Opět byl použit jako jeden ze vstupních parametrů pro optimalizaci. Jeho délku je možné rozdělit na pozemní část – rozjezd – a vzdušnou část, kdy letoun musí dosáhnout výšky 50 stop (15 metrů). [13]



Obr. 7.4 Schéma průběhu vzletu

Je nutné vypočítat potřebné rychlosti pro letoun ve vzletové konfiguraci. Protože není vyřešeno, jaká vztlková mechanizace bude na letounu použita, byla zvolena zástupná hodnota maximálního součinitele vztlaku ve vzletové konfiguraci $c_{L,max} = 1,9$. Hodnota hustoty vzduchu byla uvažována pro nulovou výšku. Rychlosti byly následně počítány dle výpočtových vztahů: [13]

$$v_{S1} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho c_{L,max} S}} \quad (7.8)$$

$$v_{LOF} = 1,1v_{S1} \quad (7.9)$$

$$v_2 = 1,3v_{S1} \quad (7.10)$$

Výsledky pro obě varianty jsou uvedeny v tabulce.

Tab. 7.3 Hodnoty vzletových rychlostí

varianta	v_{S1}		v_{LOF}		v_2	
	m/s	km/h	m/s	km/h	m/s	km/h
NELA1a	22,47	80,89	24,71	88,96	26,96	97,06
NELA1b	20,56	74,02	22,61	81,40	24,67	88,81

Následně byla řešena pozemní část vzletu pomocí vztahu: [13]

$$s_G = \int_0^{v_{LOF}} \frac{v \, dv}{a_{xa}} \quad (7.11)$$

Kde člen a_{xa} lze vypočítat jako:

$$a_{xa} = g \left(\frac{F}{G} - f - (c_D - f c_L) \times \frac{\rho v^2 S}{2G} \right) \quad (7.12)$$

Pro pozemní část je nutné uvažovat tzv. optimální součinitel vztlaku pro rozjezd:

$$c_{Lopt} = \frac{1}{2} \pi A Re \times f \quad (7.13)$$

Ve vztazích vystupuje rovněž součinitel tření povrchu, který byl pro potřeby zadavatele určen jako $f = 0,05$ pro zvolený povrch – krátká suchá tráva.

Při určování zjednodušené délky vzdušné části vzletu je využita tzv. energetická metoda:

$$E_{k2} + E_{p2} - E_{k1} = \Delta E \quad (7.14)$$

Následně je možné použít další vztah pro délku vzdušné části s_A :

$$s_A = \frac{\Delta E}{(F - D)_{stř}} \quad (7.15)$$

Pro určení hodnot $F_{stř}$ a $D_{stř}$ je nezbytné nejprve určit $v_{stř}$ jako střední hodnotu rychlosti mezi rychlostmi v_{LOF} a v_2 . Z této rychlosti lze následně určit hodnotu tahu, a také součinitel vztlaku a následně součinitel odporu nutný pro výpočet odporové síly. Výsledná délka vzletu se pak jednoduše rovná součtu dílčích délek.

$$s_{celk} = s_G + s_A \quad (7.16)$$

Tab. 7.4 Přehled výsledných délek vzletu

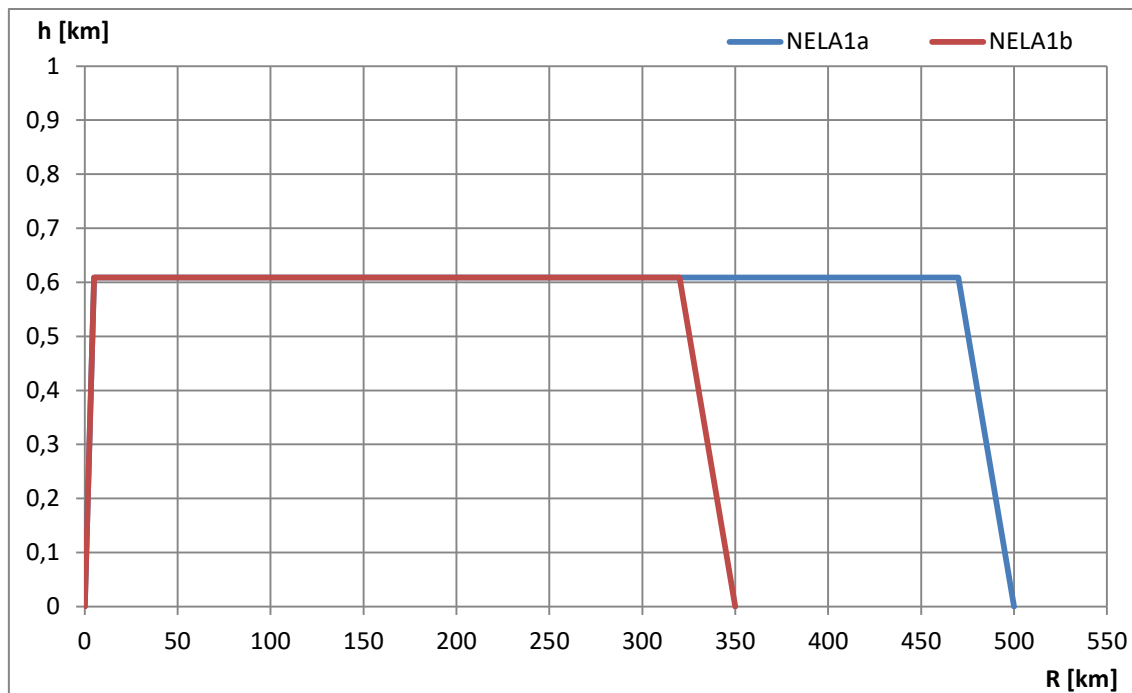
varianta	s_G [m]	s_A [m]	s_{celk} [m]
NELA1a	99,98	64,40	164,68
NELA1b	100,73	70,87	171,60

Lze říci, že rozdíly mezi variantami jsou velmi malé, v řádu jednotek metrů. Tato náhodná podobnost může být způsobena faktem, že některé vstupní faktory délky vzletu zvětšují a jiné naopak zmenšují.

7.4 Typový let

Pro navrhovaný letoun byl sestaven profil typového letu, který vychází především ze zadání a požadavků zadavatele. Běžná operační výška byla stanovena zadavatelem na 2000 stop (609,6 m). Všechny výpočty se v případě závislosti na výšce letu vztahovaly na zadanou operační výšku. Délka letu byla stanovena dle dosažených výsledků v kapitole 7.2.

Jelikož by se mělo jednat letoun kategorie LSA, nepředpokládá se v průběhu letu žádná akrobacie, v podstatě by se mělo jednat o lety z místa na místo (osobní přeprava, vyhlídkové lety), případně s návratem na základnu (výcvik pilotů, vyhlídkové lety).



Obr. 7.5 Průběh typového letu pro obě varianty letounu

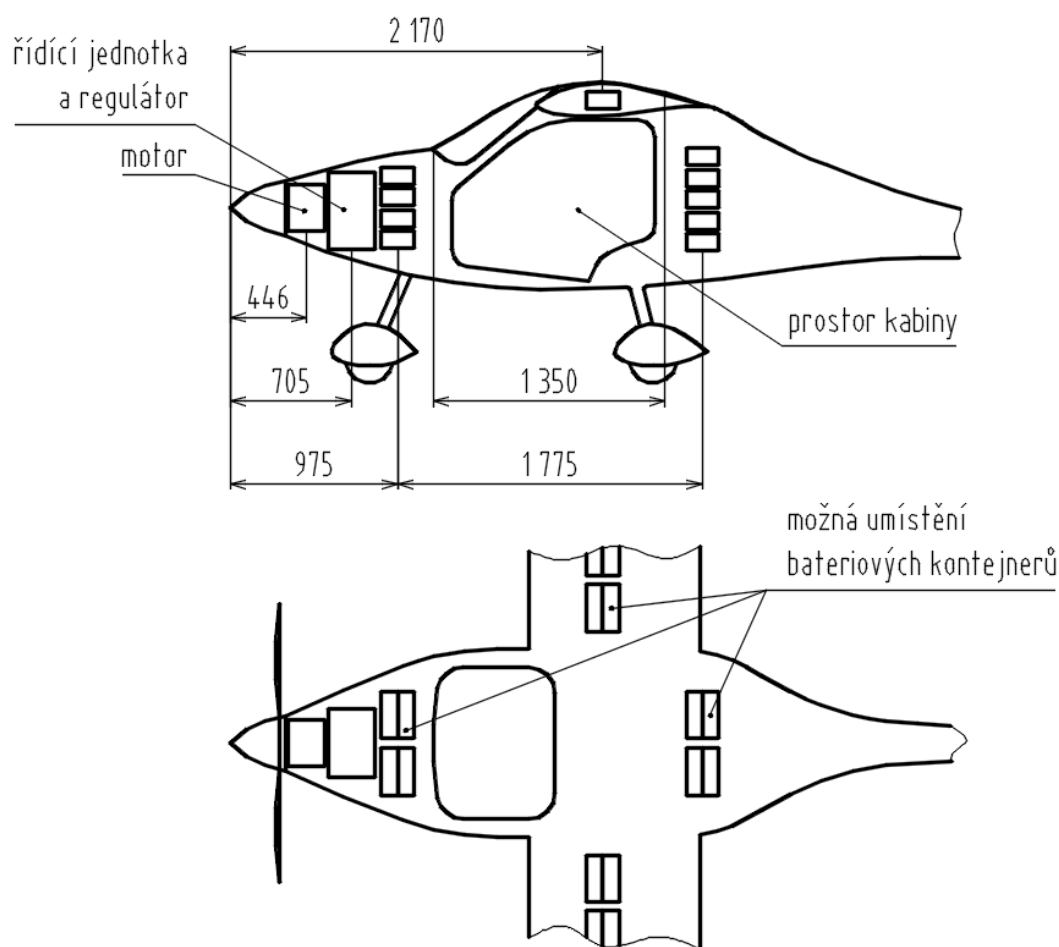
Délky letů byly určeny na základě uvažovaných rezerv energie baterií, které zároveň budou zajišťovat, že články nebudou zcela vybíjeny a tím nebude nadměrně rychle snižována jejich životnost. Uvedené typové lety počítají s maximální vahou použitých baterií – 180 kg. Při použití menší váhy baterií popř. provádění většího počtu manévru bude dráha letu úměrně menší. V obou případech byla rezerva dráhy doletu určena na více než 40 km při vodorovném letu.

8 UMÍSTĚNÍ BATERIOVÝCH BLOKŮ

V této kapitole bude proveden rozbor možných umístění kontejnerů baterií, které byly zvoleny a popsány v kapitole 4.3. Je nutné uvážit pozici baterií z mnoha hledisek:

- dobrý přístup za účelem výměny nebo kontroly baterií
- dostatečný prostor pro případné chladicí zařízení a konstrukční prvky uchycení v dané části letounu
- krátké vzdálenosti k řídicí jednotce resp. motoru z důvodu malé hmotnosti a také minimálních odporů potřebné kabeláže
- bezpečnost posádky z hlediska nebezpečí požáru článků
- ovlivnění centráže letounu – závislost na pozici, ale také množství baterií

Z uvedených požadavků je zřejmé, že není možné vyhovět zcela všem. Naopak musí dojít k mnoha kompromisům jak z hlediska konstrukčního, tak uživatelského.



Obr. 8.1 Návrh umístění baterií

Na obr. 8.1 jsou zobrazena uvažovaná možná umístění bateriových kontejnerů. Při uvažování maximálního počtu kontejnerů 18 kusů lze uvažovat několik možných kombinací umístění, které jsou uvedeny na následující straně.

Vložení baterií do křídla by bylo velmi elegantním řešením jak z hlediska pozitivního zatížení křídla, tak umístění velkého množství hmoty do místa velmi blízkého předpokládané pozici těžiště letounu. Bohužel tato varianta má mnoho negativ. Jako velmi problematický se jeví především přístup ke kontejnerům a způsob jejich výměny. Rovněž délka kabeláže by v tomto případě byla poměrně značná.

Zařazení baterií za elektromotor, řídicí jednotku a další elektrické systémy by znamenalo vhodné ovlivnění centráže letounu, protože takto by blok baterií byl zařazen ještě před prostorem kabiny. Rovněž by se minimalizovala potřebná délka kabeláže. Za účelem zachování vhodných rozměrů a tvaru malého sportovního letounu však není možné umístit do tohoto místa větší počet bateriových kontejnerů. Maximální počet umístěných kontejnerů byl stanoven na 8 kusů s uvažováním 4 kusů na každé straně letounu. Takové rozložení by pravděpodobně vyžadovalo přístupová dvířka na obou stranách letounu. Z hlediska výměny baterií by se však jednalo o dobře přístupné místo.

Za účelem umístění všech bateriových kontejnerů by bylo nutné podobně umístit a uspořádat zbylých 10 kontejnerů za prostor kabiny. Rovněž toto místo je poměrně dobře přístupné, délka kabeláže je sice větší, ale rozdíl by nebyl tak výrazný jako v případě umístění v křídle. Velké množství hmoty by negativně mohlo ovlivnit pozici těžiště letounu, proto je vhodné uvažovat pozici baterií za kabinou co nejbližší prostoru kabiny, samozřejmě je opět nutné uvažovat s prostorem pro konstrukci uchycení a chlazení kontejnerů.

9 HMOTNOSTNÍ ROZBOR LETOUNU

Hmotnostní rozbor byl proveden pro různé konfigurace užitečného zatížení. Z důvodu návrhu byla většina použitých hmotností dílů odhadnuta. Některé omezující hmotnosti, určující rozsah pozice těžiště, jsou následující: minimální hmotnost pilota je 55 kg, standardní hmotnost pilota je 80 kg, maximální hmotnost jednoho pilota byla stanovena na 110 kg. Hmotnost případných zavazadel byla stanovena na 20 kg.

Počátek souřadného systému byl umístěn na špičku aerodynamického krytu vrtule, kde platí $x = 0$. Výpočet těžiště je možné provést pomocí vztahu:

$$x_T = \frac{\sum m_i x_i}{m} \quad (9.1)$$

Centráž letounu lze následně určit jako:

$$C = \frac{x_T - x_c}{c_A} \quad (9.2)$$

Výsledky výpočtů těžiště a centráže jsou uvedeny v tabulce 9.1, příklad výpočtové tabulky v tabulce 9.2. Další případy konfigurace hmotnosti jsou uvedeny v příloze. Pro potřeby hmotnostního rozboru nebyly rozlišovány varianty letounu NELA1a a NELA1b, rozdíl v hmotnosti křídla byl zanedbán.

Tab. 9.1 Vypočítané konfigurace hmotnosti letounu

konfigurace	m_{TOW} [kg]	x_T [mm]	c [% SAT]
prázdný (bez baterií)	240	2107,48	32,46
2 piloti 80 kg + zavazadla 20 kg	600	2136,73	35,38
2 piloti 80 kg	580	2120,68	33,78
1 pilot 55 kg	475	2076,62	29,37
1 pilot 110 kg + zavazadla 20 kg	550	2120,06	33,72

Pro všechny případy konfigurací, s výjimkou prázdného letounu, byla uvažována hmotnost baterií 180 kg s rozdělením na 80 kg před kabinou a 100 kg za kabinou. Při letech s menší vahou baterií je důležité dbát na pokud možno vyrovnanou hmotnost baterií před a za kabinou.

Tab. 9.2 Hmotnostní rozbor prázdného letounu

Část	m [kg]	x [mm]	M [kg.mm]
Centroplán	25	2142	53550
Vnější křídla kompletní	45	2180	98100
Přední část trupu	14	812,6	11376,4
Střední část trupu	11	2058,6	22644,6
Středozadní část trupu	4,5	3196,8	14385,6
Zadní část trupu	5	4058,4	20292
Sklo	7	1558,2	10907,4
Rám překrytu kabiny	5,5	1620	8910
Dveře kabiny	12	2000	24000
Přepážka / palubní deska	5,5	1290	7095
Svislé ocasní plochy	12	5763	69156
Vodorovné ocasní plochy	10	5681,7	56817
Příd'ový podvozek s kolem	7,5	820	6150
Hlavní podvozek (oba s koly)	10	2451,4	24514
Páka řízení	1,5	1426,1	2139,15
Motorové lože	3,5	840	2940
Sedačky	12	2236,8	26841,6
Vnitřní vybavení kabiny	6	2060	12360
Motor	20	446	8920
Řídící jednotka a regulátor	8	705	5640
Baterie box přední	0	975	0
Baterie box zadní	0	2750	0
Kabeláž	4,5	1432	6444
Vrtule	4,5	240	1080
Konstrukce uložení a chlazení baterií	6	1922	11532
První pilot	0	2320	0
Druhý pilot	0	2320	0
Zavazadla	0	2602	0
Σ	240	50665,6	
xT [mm]		2107,48	
c [% SAT]		32,46	

ZÁVĚR

V diplomové práci byl zpracován návrh elektricky poháněného lehkého sportovního letounu. Práce představuje především zpracování požadavků zadavatele a jejich převedení do reality. Pro zajištění co nejlepších výsledků byl použit optimalizační proces.

Pro letoun byl zvolen elektromotor a bateriové články od výrobců, se kterými má již zadavatel zkušenosti. Tyto prvky pohonné soustavy musely prokázat dostatečně vysoký výkon v případě elektromotoru a v případě baterií vysokou energetickou kapacitu a nízkou hmotnost. Při optimalizaci geometrie křídla a volby návrhové cestovní rychlosti vystupovaly jako klíčové parametry dolet a vytrvalost letounu a rovněž délka vzletu. K těmto charakteristikám měl zadavatel jasně stanovené požadavky a cílem optimalizace bylo je splnit. Ukázalo se však, že pro splnění požadavků by některé parametry letounu nevyhovovaly.

Z uvedeného důvodu tedy byly nakonec zpracovány dvě varianty letounu, jeden v neoptimálnější konfiguraci a druhý, který se nejlépe blížil dalším požadavkům zadavatele. Pro oba letouny byly zpracovány vybrané letové výkony, stejně jako návrh tvaru draku letounu. Rozdíly ve výkonech jsou ovšem značné, např. optimální varianta dosahuje při cestovní rychlosti vytrvalosti přes 4,5 hodiny, naproti tomu varianta s kratším křídlem pouze kolem 2,5 hodiny. Cestovní rychlost druhé varianty je ale naopak vyšší – 150 km/h. Naopak rozdíl v délce rozjezdu a celkové délce vzletu je velmi malý a v případě obou variant splňuje požadavek zadavatele na rozjezd o délce kolem 100 metrů na krátké trávě. Je na straně zadavatele jak naloží s uvedenými výsledky a pro kterou z variant se rozhodne.

Dále byl zpracován návrh umístění bateriových bloků, které představují velmi významnou část hmoty letounu a z toho důvodu značně ovlivňují polohu těžiště letounu. Je nutné uvažovat, že hmota letounu se za letu nemění, což dosti pozměňuje jak některé výpočetní vztahy, tak právě místo uložení zdrojů energie pro motor. Bylo zpracováno více návrhů, jako výsledný byl uvažován návrh s rozdělením bateriových kontejnerů na přibližně stejnou váhu před prostor kabiny a za prostor kabiny. V tomto provedení pro různé varianty užitečného zatížení posádkou či zavazadly se rozsah letových centrál pohyboval v hodnotách od 29,4 do 35,4 % c_{SAT} . Vhodnost uspořádání z hlediska stability letounu by bylo ještě nutné ověřit.

Výsledkem diplomové práce je letoun svými výkony odpovídající konkurenčním návrhům ve stejné kategorii. Jelikož na světě neexistuje velké množství skutečně provozovaných elektricky poháněných letounů, mohl by tento projekt poskytnout určitou konkurenční výhodu alespoň na našem trhu, protože představuje zástupce moderního a dynamicky se rozvíjejícího segmentu dopravy všeobecně.

SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY A ZDROJŮ

- [1] *Pilot: bulletin Letecké amatérské asociace ČR: časopis pro ultralehké, závěsné létání a paragliding*. Praha: Letecká amatérská asociace ČR, 1992-, 2017(5). ISSN 1211-4081.
- [2] *Pilot: bulletin Letecké amatérské asociace ČR: časopis pro ultralehké, závěsné létání a paragliding*. Praha: Letecká amatérská asociace ČR, 1992-, 2017(6). ISSN 1211-4081.
- [3] HANLON, Mike. *The Yuneec E430 aims to be the world's first commercially available electric aircraft* [online]. In: 23. 06. 2009 [cit. 2018-04-13]. Dostupné z: <https://newatlas.com/yuneec-e430-electric-aircraft/12036/>
- [4] *Elektra Two (2-seater)*. Elektra UAS & PC-Aero [online]. [cit. 2018-04-13]. Dostupné z: <http://www.aircraft-certification.de/index.php/elektra-two-standard-record.html>
- [5] *Sportstar EPOS+*. Evektor [online]. [cit. 2018-04-13]. Dostupné z: <https://www.evektor.cz/cz/sportstar-epos>
- [6] *Projekt SportStar EPOS +*. MGM-compro [online]. [cit. 2018-04-13]. Dostupné z: <http://www.mgm-compro.cz/novinky/projekt-sportstar-epos>
- [7] *Sun Flyer The Details*. Sun Flyer Electric Flight Trainer [online]. [cit. 2018-04-13]. Dostupné z: <http://sunflyer.com/specifications/>
- [8] HORNE, Thomas A. *Sun Flyer moves to proof of concept*. In: *Aircraft Owners and Pilots Association* [online]. 8. 4. 2016 [cit. 2018-04-14]. Dostupné z: <https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2016/april/08/sun-flyer-moves-to-proof-of-concept>
- [9] Ruixiang Extended range two-seater all-electric light-sport aircraft. *Rui-xiang General Aircraft Manufacturing Corporation, Ltd.* [online]. [cit. 2018-04-13]. Dostupné z: <http://rxgac.com/Ruixiang/Productshow/ERX1EA.php>
- [10] SIGLER, Dean. *China's First Certified Electric Airplane Ready for Mass Production*. In: *Sustainable Skies* [online]. 15. 03. 2016 [cit. 2018-04-13]. Dostupné z: <http://sustainableskies.org/chinas-first-certified-electric-airplane-ready-for-mass-production/>
- [11] *Alpha Electro (prototype name WATTsUP)*. Pipistrel Aircraft [online]. [cit. 2018-04-18]. Dostupné z: <http://wattsup.pipistrel.si/aircraft/>
- [12] ROSKAM, Jan a Chuan-Tau Edward LAN. *Airplane Aerodynamics and Performance* [online]. Lawrence, Kansas: Design, Analysis and Research Corporation, 1997 [cit. 2018-04-29]. ISBN 1-884885-44-6. Dostupné z: <https://www.scribd.com/document/332687536/Airplane-Aerodynamics-and-Performance-Roskam-Jan-Lan-C-E-pdf>
- [13] DANĚK, Vladimír. *Mechanika letu*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [14] DOUPNÍK, P. *Využití optimalizačních metod při návrhu transsonického křídla s implementací základních konstrukčně pevnostních omezení*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2010. 54 s. Vedoucí disertační práce prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.

- [15] AMAGO, Tatsuyuki. *Sizing Optimization Using Response Surface Method in FOA. R&D Review of Toyota CRDL: Special Issue :First Order Analysis* [online]. 2002, 37(No. 1), 7 s. [cit. 2018-04-30]. ISSN 2186-9014. Dostupné z: https://www.tytlabs.com/english/review/rev371epdf/e371_031amago.pdf
- [16] *Airfoil Tools* [online]. [cit. 2018-05-01]. Dostupné z: <http://airfoiltools.com/>
- [17] SEKANINA, František. *Aerodynamický výpočet letadla*. 1. Praha: Č. A. T. Českomoravské akciové tiskařské a vydavatelské podniky v Praze, 1944.
- [18] RAYMER, Daniel P. *Aircraft design: a conceptual approach*. 3. print. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. ISBN 0-930403-51-7.
- [19] FILAKOVSKÝ, K. a KLIMEČEK, S. *Universal propeller characteristics*.
- [20] TRAUB, Lance W. *Range and Endurance Estimates for Battery-Powered Aircraft*. *Journal of Aircraft* [online]. 2011, 48 (2) [cit. 2018-05-18]. DOI: 10.2514/1.C031027. ISSN 0021-8669. Dostupné z: <https://www.researchgate.net/publication/269567470>
- [21] HEPERLE, Martin. *Electric Flight – Potential and Limitations* [online]. German Aerospace Center, Institute of Aerodynamics and Flow Technology [cit. 2018-05-18]. Dostupné z: https://www.mh-aerotoools.de/company/paper_14/MP-AVT-209-09.pdf
- [22] *Max aircraft range - electric powered*. In: PhysicsForums [online]. 12. 01. 2012 [cit. 2018-05-18]. Dostupné z: <https://www.physicsforums.com/threads/max-aircraft-range-electric-powered.567131/>

SEZNAM TABULEK

Tab. 3.1 Přehled požadavků předpisů.....	25
Tab. 4.1 Přehled porovnávaných elektromotorů – 1. část	27
Tab. 4.2 Přehled porovnávaných elektromotorů – 2. část	27
Tab. 4.3 Tabulka přehledu elektrických článků – 1. část	29
Tab. 4.4 Tabulka přehledu elektrických článků – 2. část	30
Tab. 5.1 Vstupní parametry použité pro výpočty referenčních hodnot	34
Tab. 5.2 Rozsahy hodnot návrhových proměnných	39
Tab. 5.3 Matice výsledných konfigurací	39
Tab. 5.4 Tabulka vah výstupních parametrů	41
Tab. 5.5 Přehled referenčních hodnot výstupních parametrů	41
Tab. 5.6 Přehled srovnávaných profilů.....	41
Tab. 5.7 Přehled hodnot profilových součinitelů pro výsledné konfigurace.....	42
Tab. 5.8 Koeficienty aproximačních funkcí	44
Tab. 5.9 Výstupní parametry a hodnoty účelové funkce pro profil NACA 2412	46
Tab. 5.10 Výstupní parametry a hodnoty účelové funkce pro profil FX 66-S-196 v1...	46
Tab. 5.11 Výstupní parametry a hodnoty účelové funkce pro profil DU84-132 v3.....	47
Tab. 6.1 Parametry variant letounu	48
Tab. 7.1 Tabulka doletů a vytrvalostí v závislosti na rychlosti letu varianty NELA1a..	56
Tab. 7.2 Tabulka doletů a vytrvalostí v závislosti na rychlosti letu varianty NELA1b .	56
Tab. 7.3 Hodnoty vzletových rychlostí	58
Tab. 7.4 Přehled výsledných délek vzletu	59
Tab. 9.1 Vypočítané konfigurace hmotnosti letounu	63
Tab. 9.2 Hmotnostní rozbor prázdného letounu	64
Tab. A.0.1 Legenda pro hodnoty parametrů celkové tabulky přehledu letounů	71
Tab. A.0.2 Vstupní data parametrů letounů dle kapitoly 1 – část 1a.....	71
Tab. A.0.3 Vstupní data parametrů letounů dle kapitoly 1 – část 2a.....	72
Tab. A.0.4 Vstupní data parametrů letounů dle kapitoly 1 – část 1b	73
Tab. A.0.5 Vstupní data parametrů letounů dle kapitoly 1 – část 2b	74
Tab. C.0.1 Hmotnostní rozbor konfigurace 2 piloti a zavazadla.....	76
Tab. C.0.2 Hmotnostní rozbor konfigurace 2 piloti	77
Tab. C.0.3 Hmotnostní rozbor konfigurace 1 pilot s minimální hmotností	78
Tab. C.0.4 Hmotnostní rozbor konfigurace 1 pilot s maximální hmotností a zavazadla	79

SEZNAM OBRÁZKŮ

Obr. 1.1 Graf závislosti štíhlosti křídla a cestovní rychlosti	15
Obr. 1.2 Graf závislosti maximálního zatížení na plochu a nosné plochy	16
Obr. 1.3 Graf vzájemné závislosti hmotností letounu	17
Obr. 1.4 Graf závislosti rozpětí a cestovní rychlosti pro vybrané letouny	17
Obr. 1.5 Graf závislosti štíhlosti křídla a pádové rychlosti pro vybrané letouny	18
Obr. 2.1 Yuneec E430	19
Obr. 2.2 Grafický návrh letounu Elektra Two Standard.....	20
Obr. 2.3 SportStar EPOS+	21
Obr. 2.4 Sun Flyer	22
Obr. 2.5 Ruixiang RX1E	23
Obr. 2.6 Detailní pohled na bok letounu RX1E	23
Obr. 2.7 Alpha Electro.....	24
Obr. 4.1 Motor Emrax 228	28
Obr. 4.2 Model motoru Rotex REB 90.....	28
Obr. 4.3 Vybíjecí charakteristiky dle závislosti na vybíjecím proudu dle firmy Battex	31
Obr. 4.4 Návrh bateriového kontejneru z jednotlivých článků	32
Obr. 4.5 Obrázek zvoleného článku Kokam Ultra High Energy NMC.....	33
Obr. 5.1 Graf závislosti doletu a váhy baterií (při dané cestovní rychlosti).....	35
Obr. 5.2 Graf závislosti maximálního doletu a váhy baterií (při optimální rychlosti) ...	35
Obr. 5.3 Graf závislosti vytrvalosti a váhy baterií (při dané cestovní rychlosti).....	36
Obr. 5.4 Graf závislosti maximální vytrvalosti a váhy baterií (při optimální rychlosti)	36
Obr. 5.5 Graf závislosti doletu při cestovní rychlosti na specifické energii baterií	37
Obr. 5.6 Graf závislosti vytrvalosti při cestovní rychlosti na specifické energii baterií	37
Obr. 5.7 CCD návrh experimentu pro 3 proměnné	38
Obr. 5.8 Profil NACA 2412	45
Obr. 5.9 Profil Wortmann FX 66-S-196 v1	45
Obr. 5.10 Profil Delft DU84-132 v3	45
Obr. 6.1 Křídlo varianty NELA1a	48
Obr. 6.2 Křídlo varianty NELA1b.....	49
Obr. 6.3 Rozložení vztlaku na křídle varianty NELA1a	49
Obr. 6.4 Rozložení vztlaku na křídle varianty NELA1b	50
Obr. 6.5 Boční pohled pro obě varianty	51
Obr. 6.6 Čelní pohled varianty NELA1a	51
Obr. 6.7 Pohled shora varianty NELA1a.....	52
Obr. 6.8 Pohled shora varianty NELA1b.....	53
Obr. 7.1 Potřebný výkon pro obě varianty letounu	54
Obr. 7.2 Graf závislosti doletu na rychlosti letu.....	57
Obr. 7.3 Graf závislosti vytrvalosti na rychlosti letu.....	57
Obr. 7.4 Schéma průběhu vzletu	58
Obr. 7.5 Průběh typového letu pro obě varianty letounu	60
Obr. 8.1 Návrh umístění baterií	61
Obr. B.0.1 Srovnání poláry vybraných profilů pro optimalizaci.....	75

SEZNAM PŘÍLOH

PŘÍLOHA A	Tabulky kompletní databáze letounů pro statistiku
PŘÍLOHA B	Poláry vybraných profilů
PŘÍLOHA C	Výpočty hmotnostních rozborů dalších konfigurací

PŘÍLOHA A

Tab. A.0.1 Legenda pro hodnoty parametrů tabulky přehledu letounů

3 nejvyšší hodnoty
hodnoty vyšší než střední hodnota
střední hodnota
hodnoty nižší než střední hodnota
3 nejnižší hodnoty
data nejsou dostupná

Tab. A.0.2 Vstupní data parametrů letounů dle kapitoly 1 – část 1a

Typ	b [m]	S [m ²]	m _{TOW} /S [kg/m ²]	m _{empty} [kg]	m _{TOW} [kg]
A2 CZ Ellipse Spirit	8	9,48	49,84	294	472,5
A2 CZ Ellipse Spirit	8,6	10,34	58,03	339	600
Aeropilot Legend 540	9,06	10,54	43,60	297	472,5
Aeropilot Legend 600	9,06	10,54	56,93	335	600
Aerospool WT-9 Dynamic	9	10,3	45,87	285	472,5
Aerospool WT-9 Dynamic	9	10,3	58,25	310	600
AirLony Skylane	8,95	10,57	44,70	258	472,5
Atec 321 Faeta	9,6	10,1	46,78	279	472,5
BRM Aero Bristell	8,17	10,5	45,00	295	472,5
BRM Aero Bristell	9,13	11,75	51,00	320	600
Distar D-13 Sun Dancer	13	12,6	37,50	280	472,5
Dova Aircraft DV-1 Skylark	8,14	9,44	50,05	297	472,5
Evektor EV-97SL Eurostar	8,1	9,84	48,02	298	472,5
Evektor EV-97 Sportstar RLC	8,65	10,47	57,31	310	600
Flying Machines FM-250 Vampire II	7,8	10,05	47,00	272,5	472,5
Jihlavan Skyleader 400	9,2	11,47	52,31	301	600
Jihlavan Skyleader 600	9,9	11,85	50,63	348	600
Jihlavan Skyleader GP One	10,2	11,17	42,30	290	472,5
JMB VL-3 Evolution / Experimental	8,44	9,77	48,36	302	472,5
JMB VL-3 Evolution / Experimental	8,44	9,77	61,41	340	600
Roko Airplanes NG4 Via	9,19	12,21	49,14	330	600
Shark Aero Sport Shark	7,9	9,5	49,74	275	472,5
Shark Aero Sport Shark	9,2	11,4	52,63	300	600
TL Ultralight TL-2000 Sting S4	9,12	10,8	43,75	297	472,5
TL Ultralight TL-3000 Sirius	9,4	11,15	42,38	297	472,5
TL Ultralight TL Stream	9			297	472,5
Tomark Aero SD-4 Viper	8,34	10,8	43,75	310	472,5
Tomark Aero GT-9 Skyper	9,1	9,9	47,73	315	472,5
Zlin Aviation Savage Cruiser	9,45	14,2	31,70	291	450
Flight Design CTSL	8,53	9,98	47,34	279,5	472,5
Sila 450c	9,47	11,94	39,57	298	472,5

Tab. A.0.3 Vstupní data parametrů letounů dle kapitoly 1 – část 2a

Typ	b [m]	S [m ²]	m _{TOW} /S [kg/m ²]	m _{empty} [kg]	m _{TOW} [kg]
Alpi Aviation Pioneer 200STD	7,3	10,22	46,23	264	472,5
Alpi Aviation Pioneer 300STD	8,1	11	42,95	285	472,5
BlackWing Sveden 600RG	8,4	9,4	50,30	297,5	472,5
Breezer B 400	8,03	10,92	43,26	275	472,5
Pipistrel Sinus	14,97	12,26	38,54	285	472,5
SkyRanger Nynja	8,9	13,5	35,00	277	472,5
Ekolot JK-05 Junior	10,68	10,24	46,14	299	472,5
Ekolot KR-030 Topaz	10,76	10,1	46,78	290	472,5
Groppo G-70	8,9	10,68	44,24	297,5	472,5
Comco Ikarus C 42/CS	8,71	11,9	39,71	280,5	472,5
MCR Evolution ULC	8,64	8,13	58,12	270	472,5
Esqual WM 1C	9,1	9	52,50	275	472,5
Roland Z 602RG	8,19	12,4	38,10	286	472,5
SEA Avio Risen	9	9,7	48,71	297	472,5
Tecnam P-92 Echo Classic Light	8,7	12	50,00	270	600
Stampe SV 4RS	8,4			297	600
Remos GX	9,32	10,97	43,07	295	520
Tecnam Astore	8,65	12,2	49,18		600
Pipistrel Virus SW121	10,71	9,51	63,00	289	600
Groppo Trail	8,51	10,2	50,98	292,5	600
I.C.P. Savanah TM S	9	12,87	46,62	286	600
Innov Aviation FX1	8,45	11,41	52,63	330	600
LichtWing AC4	9,6	16,65	36,00	350	600
Pelegrin Tarragon	7,94			338	600
Aero AT-3	7,55	9,3	62,58	350	582
Van's Aircraft RV-12	8,84	11,8	50,67	336	598
Black Shape Prime	7,94	9,51	65,20	296,5	620
Cubcrafters Carbon Cub SS	10,44	15,97	37,57	405	600
Magnus Aircraft Fusion	8,33	10,83	55,40	410	600
Bücker-Funk Clubman Classic	9,7	11,5	52,17	472	600
Yuneec E430	13,8	11,37	41,30	250	470
Sun Flyer 2-seater	11,58	11,98	62,60		750
PC-Aero Elektra Two Standard	14	15	31,47	250	472
Liaoning Ruixiang RX1E-A	14,5	12	41,70	270	600
Pipistrel Alpha Electro	10,5	9,51	57,83	251	550
SportStar EPOS+	10,462			285	600
HPH 304 ES	18	11,8	50,85	280	600
Pipistrel Taurus Elektro G2	14,97	12,33	44,61	306	550
Albistar A 13,5 FAI Class Elektro	13,5			200	312,5

Tab. A.0.4 Vstupní data parametrů letounů dle kapitoly I – část 1b

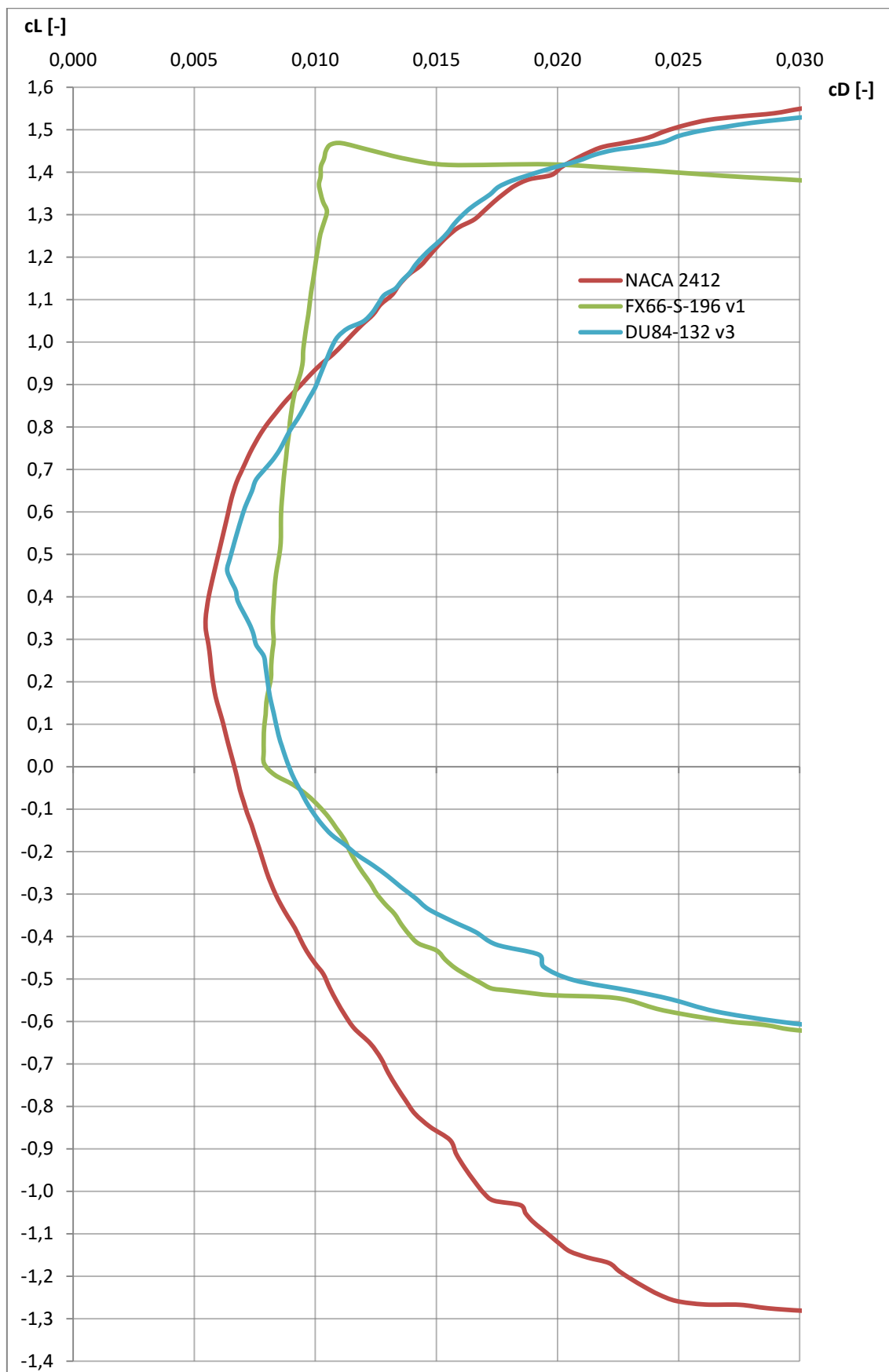
Typ	V_H [km/h]	V_c [km/h]	V_{SO} [km/h]	AR [-]	P_{mot} [kW]
A2 CZ Ellipse Spirit	275	240	62	6,75	73,55
A2 CZ Ellipse Spirit	280	255	68	7,15	96,94
Aeropilot Legend 540	213	190	62	7,79	73,55
Aeropilot Legend 600	225	200	62	7,79	73,55
Aerospool WT-9 Dynamic	270	220	65	7,86	69
Aerospool WT-9 Dynamic	280	240	75	7,86	73,55
AirLony Skylane	250	220	63	7,58	58,8
Atec 321 Faeta	250	227	57	9,12	73,55
BRM Aero Bristell	213	190	64	6,36	58,8
BRM Aero Bristell	222	200	64	7,09	84,5
Distar D-13 Sun Dancer	185	150	65	13,41	58,8
Dova Aircraft DV-1 Skylark	240	218	65	7,02	73,55
Evektor EV-97SL Eurostar	220	200	65	6,67	58,8
Evektor EV-97 Sportstar RLC	215	200	74	7,15	73,55
Flying Machines FM-250 Vampire II	250	220	65	6,05	69
Jihlavan Skyleader 400	231	175	65	7,38	74,57
Jihlavan Skyleader 600	240	210	68	8,27	73,55
Jihlavan Skyleader GP One	215	193	65	9,31	58,8
JMB VL-3 Evolution / Experimental	280	260	55	7,29	73,55
JMB VL-3 Evolution / Experimental	290	270	65	7,29	58,8
Roko Airplanes NG4 Via	220	205	67	6,92	69
Shark Aero Sport Shark	300	260	64	6,57	73,55
Shark Aero Sport Shark	222	210	71	7,42	73,55
TL Ultralight TL-2000 Sting S4	270	200	65	7,70	73,55
TL Ultralight TL-3000 Sirius	230	215	60	7,92	58,8
TL Ultralight TL Stream	300	270	64		73,55
Tomark Aero SD-4 Viper	210	200	63	6,44	58,8
Tomark Aero GT-9 Skyper	220	200	64	8,36	73,55
Zlin Aviation Savage Cruiser	188	170	62	6,29	73,55
Flight Design CTSL	240		60	7,29	58,8
Sila 450c	200	190	65	7,51	73,55
Alpi Aviation Pioneer 200STD	210	180	63	5,21	58,8
Alpi Aviation Pioneer 300STD	270	250	65	5,96	73,55
BlackWing Sveden 600RG		270	65	7,51	73,55
Breezer B 400	225	200	64	5,90	73,55
Pipistrel Sinus	210	200	63	18,28	58,8
SkyRanger Nynja	185	170	64	5,87	73,55
Ekolot JK-05 Junior	205	170	55	11,14	58,8
Ekolot KR-030 Topaz	237	200	65	11,46	73,55
Groppo G-70		190	60	7,42	73,55

Tab. A.0.5 Vstupní data parametrů letounů dle kapitoly 1 – část 2b

Typ	v_H [km/h]	v_c [km/h]	v_{SO} [km/h]	AR [-]	P_{mot} [kW]
Comco Ikarus C 42/CS	202	187	65	6,38	58,8
MCR Evolution ULC	250	210	63	9,18	58,8
Esqual WM 1C	243	230	62	9,20	73,55
Roland Z 602RG	243	230	63	5,41	73,55
SEA Avio Risen	315	290	55	8,35	73,55
Tecnam P-92 Echo Classic Light	190	170	63	6,31	58,8
Stampe SV 4RS	170	150	65		58,8
Remos GX	205	177	63	7,92	58,8
Tecnam Astore	244	222	65	6,13	73,55
Pipistrel Virus SW121		222	71	12,06	73,55
Groppa Trail	190	170	55	7,10	58,8
I.C.P. Savannah TM S	198	179	49	6,29	73,55
Innov Aviation FX1	220	200	65	6,26	73,55
LichtWing AC4	176	160	76	5,54	73,55
Pelegrin Tarragon	310	270	65		73,55
Aero AT-3	215	200	82	6,13	73,55
Van's Aircraft RV-12	217	187	76	6,62	73,55
Black Shape Prime	290	275	65	6,63	73,55
Cubcrafters Carbon Cub SS	220	190	50	6,82	132,39
Magnus Aircraft Fusion	266	240	65	6,41	78,69
Bücker-Funk Clubman Classic	230		63	8,18	86
Yuneec E430	150	90	70	16,75	40
Sun Flyer 2-seater	222		83	11,19	80
PC-Aero Elektra Two Standard		140		13,07	40
Liaoning Ruixiang RX1E-A	160	110	73	17,52	30
Pipistrel Alpha Electro	194	157	79	11,30	50
SportStar EPOS+	260	170	73		75
HPH 304 ES	260		88	27,46	23
Pipistrel Taurus Elektro G2	225	150	63	18,60	40
Albastar A 13,5 FAI Class Elektro	225		64		23

Letouny označené v tabulce modrou barvou jsou elektricky poháněné LSA, letouny označené šedou barvou jsou elektricky poháněné kluzáky.

PŘÍLOHA B



Obr. B.0.1 Srovnání poláry vybraných profilů pro optimalizaci

PŘÍLOHA C

Tab. C.0.1 Hmotnostní rozbor konfigurace 2 piloti a zavazadla

Část	m [kg]	x [mm]	M [kg.mm]
Centroplán	25	2142	53550
Vnější křídla kompletní	45	2180	98100
Přední část trupu	14	812,6	11376,4
Střední část trupu	11	2058,6	22644,6
Středozadní část trupu	4,5	3196,8	14385,6
Zadní část trupu	5	4058,4	20292
Sklo	7	1558,2	10907,4
Rám překrytu kabiny	5,5	1620	8910
Dveře kabiny	12	2000	24000
Přepážka / palubní deska	5,5	1290	7095
Svislé ocasní plochy	12	5763	69156
Vodorovné ocasní plochy	10	5681,7	56817
Příd'ový podvozek s kolem	7,5	820	6150
Hlavní podvozek (oba s koly)	10	2451,4	24514
Páka řízení	1,5	1426,1	2139,15
Motorové lože	3,5	840	2940
Sedačky	12	2236,8	26841,6
Vnitřní vybavení kabiny	6	2060	12360
Motor	20	446	8920
Řídící jednotka a regulátor	8	705	5640
Baterie box přední	80	975	78000
Baterie box zadní	100	2750	275000
Kabeláž	4,5	1432	6444
Vrtule	4,5	240	1080
Konstrukce uložení a chlazení baterií	6	1922	11532
První pilot	80	2320	185600
Druhý pilot	80	2320	185600
Zavazadla	20	2602	52040
Σ	600	50665,6	
xT [mm]		2136,72	
c [% SAT]		35,38	

Tab. C.0.2 Hmotnostní rozbor konfigurace 2 piloti

Část	m [kg]	x [mm]	M [kg.mm]
Centroplán	25	2142	53550
Vnější křídla kompletní	45	2180	98100
Přední část trupu	14	812,6	11376,4
Střední část trupu	11	2058,6	22644,6
Středozaďní část trupu	4,5	3196,8	14385,6
Zadní část trupu	5	4058,4	20292
Sklo	7	1558,2	10907,4
Rám překrytu kabiny	5,5	1620	8910
Dveře kabiny	12	2000	24000
Přepážka / palubní deska	5,5	1290	7095
Svislé ocasní plochy	12	5763	69156
Vodorovné ocasní plochy	10	5681,7	56817
Příd'ový podvozek s kolem	7,5	820	6150
Hlavní podvozek (oba s koly)	10	2451,4	24514
Páka řízení	1,5	1426,1	2139,15
Motorové lože	3,5	840	2940
Sedačky	12	2236,8	26841,6
Vnitřní vybavení kabiny	6	2060	12360
Motor	20	446	8920
Řídící jednotka a regulátor	8	705	5640
Baterie box přední	80	975	78000
Baterie box zadní	100	2750	275000
Kabeláž	4,5	1432	6444
Vrtule	4,5	240	1080
Konstrukce uložení a chlazení baterií	6	1922	11532
První pilot	80	2320	185600
Druhý pilot	80	2320	185600
Zavazadla	0	2602	0
Σ	580	50665,6	
xT [mm]		2120,68	
c [% SAT]		33,78	

Tab. C.0.3 Hmotnostní rozbor konfigurace 1 pilot s minimální hmotností

Část	m [kg]	x [mm]	M [kg.mm]
Centroplán	25	2142	53550
Vnější křídla kompletní	45	2180	98100
Přední část trupu	14	812,6	11376,4
Střední část trupu	11	2058,6	22644,6
Středozaďní část trupu	4,5	3196,8	14385,6
Zadní část trupu	5	4058,4	20292
Sklo	7	1558,2	10907,4
Rám překrytu kabiny	5,5	1620	8910
Dveře kabiny	12	2000	24000
Přepážka / palubní deska	5,5	1290	7095
Svislé ocasní plochy	12	5763	69156
Vodorovné ocasní plochy	10	5681,7	56817
Příd'ový podvozek s kolem	7,5	820	6150
Hlavní podvozek (oba s koly)	10	2451,4	24514
Páka řízení	1,5	1426,1	2139,15
Motorové lože	3,5	840	2940
Sedačky	12	2236,8	26841,6
Vnitřní vybavení kabiny	6	2060	12360
Motor	20	446	8920
Řídící jednotka a regulátor	8	705	5640
Baterie box přední	80	975	78000
Baterie box zadní	100	2750	275000
Kabeláž	4,5	1432	6444
Vrtule	4,5	240	1080
Konstrukce uložení a chlazení baterií	6	1922	11532
První pilot	55	2320	127600
Druhý pilot	0	2320	0
Zavazadla	0	2602	0
Σ	475	50665,6	
xT [mm]		2076,62	
c [% SAT]		29,37	

Tab. C.0.4 Hmotnostní rozbor konfigurace 1 pilot s maximální hmotností a zavazadla

Část	m [kg]	x [mm]	M [kg.mm]
Centroplán	25	2142	53550
Vnější křídla kompletní	45	2180	98100
Přední část trupu	14	812,6	11376,4
Střední část trupu	11	2058,6	22644,6
Středozadní část trupu	4,5	3196,8	14385,6
Zadní část trupu	5	4058,4	20292
Sklo	7	1558,2	10907,4
Rám překrytu kabiny	5,5	1620	8910
Dveře kabiny	12	2000	24000
Přepážka / palubní deska	5,5	1290	7095
Svislé ocasní plochy	12	5763	69156
Vodorovné ocasní plochy	10	5681,7	56817
Příd'ový podvozek s kolem	7,5	820	6150
Hlavní podvozek (oba s koly)	10	2451,4	24514
Páka řízení	1,5	1426,1	2139,15
Motorové lože	3,5	840	2940
Sedačky	12	2236,8	26841,6
Vnitřní vybavení kabiny	6	2060	12360
Motor	20	446	8920
Řídící jednotka a regulátor	8	705	5640
Baterie box přední	80	975	78000
Baterie box zadní	100	2750	275000
Kabeláž	4,5	1432	6444
Vrtule	4,5	240	1080
Konstrukce uložení a chlazení baterií	6	1922	11532
První pilot	110	2320	255200
Druhý pilot	0	2320	0
Zavazadla	20	2602	52040
Σ	550	50665,6	
xT [mm]		2120,06	
c [% SAT]		33,72	